

50X1-HUM

**Page Denied**

Next 2 Page(s) In Document Denied

POLITECHNIKA WARSZAWSKA  
KATEDRA MECHANIKI STOSOWANEJ

---

STAT



# TECHNIKA RAKIETOWA

---

M a t e r i a ł y   d o k u m e n t a c y j n e

---

Rok I

Czerwiec 1957 r.

Zeszyt II



## TRESC ZESZYTU

|                                                                                                                      | Str. |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------|
| Przemówienie inauguracyjne prof. K. Zarankiewicza                                                                    | 5    |
| Przemówienie końcowe prof. Z. Pączkowskiego                                                                          | 11   |
| Prof. Z. Pączkowski — Problemy rozwoju techniki raketowej                                                            | 15   |
| Prof. dr K. Zarankiewicz — O stanie obecnym astronautyki                                                             | 38   |
| Prof. dr F. Olaszewski — W stulecie urodzin K. Ciolkowskiego                                                         | 53   |
| Mgr inż. I. Walczewski — Silniki rakietowe wodno-parowe                                                              | 65   |
| Mgr inż. L. Heger — Rozważania nad możliwością zwiększenia impulsu właściwego stałych koloidalnych paliw raketowych  | 83   |
| Mgr inż. M. Zembrzński — Teoretyczna temperatura strefy płomienia                                                    | 98   |
| Mgr inż. W. Boldanluk — Zagadnienie rozpylania składników paliwa w silnikach raketowych                              | 105  |
| Mgr inż. A. Kaczmarczyk — Żyroskopowy integrator przyspieszenia                                                      | 128  |
| Mgr M. Subotowicz — Niektóre zagadnienia teorii rakiet wielostopniowych                                              | 173  |
| Mgr inż. W. Biwan i mgr inż. J. Pikielny — Przegląd metod kierowania pociskami                                       | 200  |
| Inż. A. Lizoń — Metoda radiolokacyjna pomiaru toru                                                                   | 216  |
| Dr J. Gadomski — Ekosfery gwiazd w promieniu 17 lat światła wokół Słońca                                             | 226  |
| Plk. doc. hab. S. Marczewski — Zagadnienia zabezpieczenia lotnika przed wpływem warunków lotu na dużych wysokościach | 235  |
| Lek. med. A. Ogiński — Fiziologia lotu w przestrzeni                                                                 | 243  |

- 15.) *Resulting from*  
*Problems revolution for technical techniques*  
*of rockets*
- 38.) *The present state of Astronautics.*
- 53.) *On the 100th anniversary of*  
*Tsiolkovsky (Father of Russian Rocketry).*
- 65.) *Rocket Power with steam.*

Redaguje Zespół.

Adres Redakcji:

Warszawa, ul. Narbutta 85, Katedra Mechaniki Stosowanej  
tel. centr. 4-40-26, wew. 88.Druk Politechnika Warszawska — Zakład Produkcji Skryptów.  
Nakład 250+20. Ark. druk. 32,75. Papier powielaczowy kl. V, 70 g.  
Oddano do wykonania 21. VIII. 1957 r. Zamówienie nr 499. B-64.

NINIEJSZY ZESZYT ZAWIERA CZĘŚĆ  
 MATERIAŁÓW DOKUMENTACYJNYCH Z  
 KONFERENCJI TECHNIKI RAKIETOWEJ I  
 ASTRONAUTYKI, ZORGANIZOWANEJ PRZEZ  
 POLSKIE TOWARZYSTWO ASTRONAUTYCZNE  
 W DNIACH 23 - 25 MAJA 1957 r.  
 W WARSZAWIE

#### PRZEMÓWIENIE

Prezesa Polskiego Towarzystwa Astronautycznego prof. dra Kazimierza Zarankiewicza, przewodniczącego Konferencji Techniki Rakietowej i Astronautyki, otwierające obrady Konferencji, wygłoszone w dniu 23 maja 1957 r. w Pałacu Kultury i Nauki w Warszawie

Otwieram Pierwszą Konferencję Techniki Rakietowej i Astronautyki, zwołaną przez Polskie Towarzystwo Astronautyczne.

Przede wszystkim najserdeczniej witam Obywatela Wiceministra Szkolnictwa Wyższego profesora dra Achmatowicza, witam Obywateli Rektorów: Politechniki Warszawskiej w osobie prof. Minchejmera oraz Politechniki Wrocławskiej w osobie prof. Smoleńskiego, witam wszystkich przybyłych. Szczególnie serdecznie witam naszych drogie gości przybyłych z Czechosłowacji Obywateli: inż. Franciszka Kliczka i Jarosława Waltera. Mam nadzieję, że nasze kontakty naukowe ulegną przez to pogłębieniu i rozszerzeniu, co niewątpliwie będzie korzystne dla obu stron.

Pragnę wyrazić głębokie podziękowanie Komitetowi Organizacyjnemu Konferencji Techniki Rakietowej i Astronautyki za zorganizowanie Konferencji. Przede wszystkim kieruję to podziękowanie do Przewodniczącego Komitetu Organizacyjnego obywatela profesora Zbigniewa Pączkowskiego, który poświęcił sprawom organizacyjnym bardzo wiele czasu i pracy osobistej.

Proszę o zajęcie miejsc w prezydium następujących uczestników Konferencji:

Prof. Jerzego Bukowskiego, profesora Politechniki Warszawskiej, kierownika Katedry Hydro- i Aeromechaniki, posła na Sejm;

Prof. dra Eugeniusza Olszewskiego, profesora Politechniki Warszawskiej, kierownika Katedry Historii Techniki;

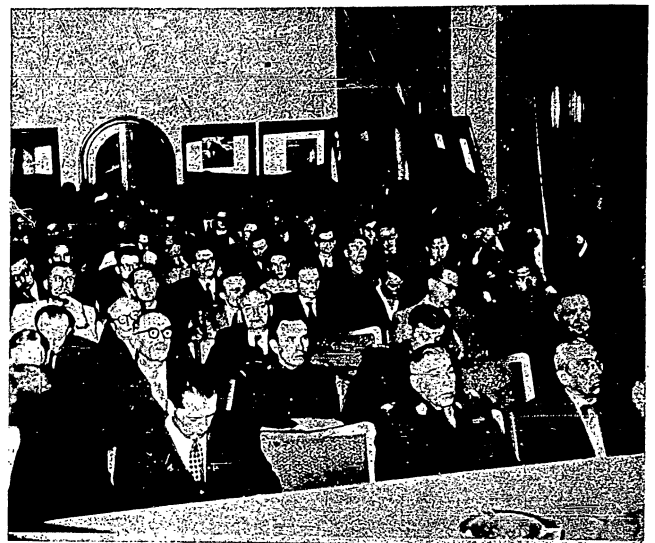
- 6 -



Rys. 1. Prezydium Konferencji Techniki Raketowej i Astronautyki. Od lewej: prof. Z. Pączkowski /na mównicy/, prof. dr E. Olszewski, prof. J. Bukowski, inż. F. Kliczka /przewodniczący delegacji czechosłowackiej/, prof. dr K. Żarankiewicz /przewodniczący Konferencji/, prof. D. Smoleński.

Prof. Zbigniewa Pączkowskiego, profesora Politechniki Warszawskiej, kierownika Katedry Mechaniki Stosowanej, profesora Pracowni Astronautycznej Instytutu Podstawowych Problemów Techniki PAN, przewodniczącego Komitetu Organizacyjnego Konferencji;  
 Prof. Dionizego Smoleńskiego, rektora Politechniki Wrocławskiej, kierownika Katedry Technologii Związków Azotowych II, posła na Sejm;  
 Inżyniera Franciszka Kliczka, delegata na konferencję przybyłego z Czechosłowackiej Republiki Ludowej.

- 7 -



Rys. 2. Ogólny widok sali obrad Konferencji.

Winien jestem powiedzieć słów parę o celu naszej Konferencji. Decyzja zwołania Konferencji wiąże się ze szczególnym w ostatnich latach nasileniem prac w zakresie techniki raketowej i astronautyki na całym świecie. Dość wspomnieć, że:

1. Zasięgi poziome obecnie budowanych raket przekraczają dziesiątki tysięcy kilometrów, a zasięgi pionowe - półtora tysiąca kilometrów;
2. Opracowują się szczegóły konstrukcji pojazdu raketowego mającego przewozić żywych ludzi przez Atlantyk w ciągu 36 minut;
3. Części raket wielostopniowych mogą uzyskiwać prędkości około 8 km/sek (w próżni kosmicznej), tj. prędkości, przy któ-

- 8 -

rych ciała materialne mogą już nie spadać na powierzchnię Ziemi, ale wiesznie krążyć dokoła kuli ziemskiej ruchem bezwładnym.

Fakty te stwarzają tego rodzaju sytuację, iż znajdujemy się na progu zupełnego przewrotu w dziedzinie komunikacji na dalekie odległości oraz na progu możliwości technicznej realizacji lotu kosmicznego.

W chwili obecnej znajdujemy się w przededniu wielkich wydarzeń technicznych o międzynarodowym znaczeniu, że wspomnę tylko zapowiedziane zarówno w ZSRR jak i w Stanach Zjednoczonych Ameryki Północnej wypuszczenie w najbliższych miesiącach próbnego sztucznego satelity Ziemi. Według ostatnich wiadomości, pierwszy amerykański sztuczny satelita - według tzw. programu "Vanguard" - ma być wypuszczony dnia 1.I.1958 r. <sup>1</sup>

Może wzbudzić wśród niektórych kolegów niedowierzanie, gdy wręcz oświadczę, że rozporządzalne środki techniczne już w chwili obecnej pozwoliłyby dokonać lotu kosmicznego, a na Międzynarodowym Kongresie Astronautycznym w Rzymie (1956) panowało ogólne przekonanie, że jedyną przeszkodą do wykonania takiego lotu jest brak wielkich środków pieniężnych do tego potrzebnych (rzędu 2 miliardów dolarów). Byłby to lot zarówno niewygodny jak i nieekonomiczny i dlatego prawdopodobnie nie będzie dokonany obecnie, gdyż jest uzasadniona nadzieja, że po kilku latach intensywniej pracy w tym kierunku da się on zrealizować środkami znacznie mniejszymi.

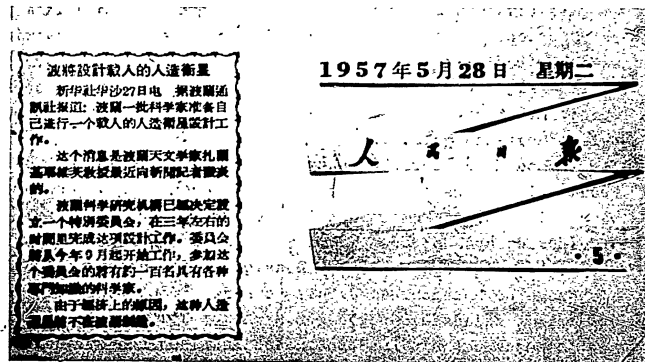
Decyzja zwołania Konferencji wynika również z faktu przyjęcia Polskiego Towarzystwa Astronautycznego do Międzynarodowej Federacji Astronautycznej, co nastąpiło w jesieni 1956 r. na VII Międzynarodowym Kongresie Astronautycznym w Rzymie, w którym po raz pierwszy brała udział delegacja PTA.

Nie ulega wątpliwości, że centralnym technicznym zagadnieniem astronautyki jest konstrukcja silnika rakietowego; bez silnego oparcia o technikę rakietową nie można sobie wyobrazić postępów w astronautyce. Z drugiej strony, rakiety znajdując tak szerokie zastosowanie i to nie tylko w sprawach

1. Przypominamy, że Konferencja odbyła się jeszcze przed ogłoszeniem tej wiadomości (od red.).

- 9 -

obronności kraju - że konstrukcje rakiet stają się jedną z czołowych gałęzi techniki precyzyjnej w ogóle, rozwijającą się niesłychanie szybko. Dlatego Polskie Towarzystwo Astronautyczne postanowiło zwołać pierwszą konferencję właśnie w oparciu o technikę rakietową. Chcemy i będziemy się zajmowali rakietami nie tylko służącymi do lotów kosmicznych, ale powinniśmy pamiętać, że lot kosmiczny jest ostatecznym celem, który będzie nam przyświecał.



Rys. 3. Komunikat zamieszczony w prasie chińskiej zawiadamiający o odbytej w Polsce Konferencji Techniki Rakietowej i Astronautyki oraz o zamiarach astronautów polskich podjęcia studiów nad projektem koncepcyjnym sztucznego satelity ziemi.

Pozostawienie tej dziedziny bez żadnego ośrodka, choćby tylko teoretycznego, byłoby moim zdaniem niewłaściwe; tym bardziej niewłaściwe byłoby czerpanie gotowych wzorów z zagranicy, bez gruntownej wiedzy.

Zwołując Konferencję Techniki Rakietowej i Astronautyki chcieliśmy po prostu dokonać pewnego przeglądu naszych sił i możliwości oraz ułatwić wzajemną dyskusję naukową pracowników różnych ośrodków naukowych, uczelni i instytutów, interesujących się rozmaitymi zagadnieniami techniki rakietowej i astronautyki.

- 10 -

Obecna konferencja jest pierwszą tego rodzaju konferencją w Polsce; zdajemy sobie sprawę, że nie będzie ona doskonałą, ale jeżeli przyczyni się do zmobilizowania ludzi do prac naukowych i podniesienia naszej wiedzy, to cel jej będzie osiągnięty.

Mamy zamiar organizować tego rodzaju konferencje systematycznie; zamierzamy także zapraszać naukowców zagranicznych szczególnie z państw demokracji ludowych. Nie brak nam przecież i pięknych tradycji. Nazwiska naszych rodaków, pionierów techniki raketowej: Siemionowicza i generała Bema są wymieniane na całym świecie. Pamiętamy również i o tym, że jeden z największych twórców astronautyki i techniki raketowej - Konstanty Ciołkowski, którego setną rocznicę urodzin pragniemy w sposób specjalny uczcić w czasie obecnej konferencji, ze strony ojca był pochodzenia polskiego.

Przechodząc do spraw roboczych komunikuję, iż Konferencja będzie się odbywała według programu ustalonego w doręczonych wszystkim uczestnikom informatorach. Proszę uprzejmie zarówno przewodniczących obradom jak i referentów o możliwie ściśle przestrzeganie tego programu. Dodaję, że na zakończenie dzisiejszego porannego posiedzenia, o godz. 13 odbędzie się otwarcie i zwiedzanie popularno-naukowej Wystawy Astronautycznej, mieszczącej się tuż obok naszej sali obrad, zorganizowanej przez Naczelną Organizację Techniczną i Polskie Towarzystwo Astronautyczne w osobie inż. Wł. Geislera, przy wydatnej pomocy Kierownictwa Muzeum Techniki, którym dziękuję najserdeczniej za podjęcie i wykonanie tego wielkiego i naprawdę pożytecznego dzieła.

- 11 -

## PRZEMÓWIENIE

prof. Zbigniewa Pączkowskiego, przewodniczącego Komitetu Organizacyjnego Konferencji Techniki Raketowej i Astronautyki, zamykające obrady Konferencji, ogłoszone w dniu 25 maja 1957 r.

Przewidziane programem obrady naszej Konferencji dobiegły końca. Każde z naszych posiedzeń naukowych kończyliśmy komunikatami, dyskusją nad wygłoszonymi referatami oraz zestawieniem ostatecznych tez i twierdzeń, zawartych zarówno w referatach jak i wypływających z dyskusji. Pozostaje nam zamknąć nasze obrady krótkim, bodaj ogólnym podsumowaniem.

Uważam osobiście, iż odbyta Konferencja całkowicie spełniła swoje zadanie. Liczni pracownicy nauki, technicy, fizycy i medycy interesujący się techniką raketową i astronautyką, przedstawiciele Władz i instytucji z niesłabnącą uwagą wysłuchali wszystkich referatów objętych programem obrad.

Chociaż zasadniczym naszym zamierzeniem było przede wszystkim ustalenie, na podstawie organizowanej konferencji, stanu naszych wiadomości i stopnia rozeznania problemów techniki raketowej i astronautyki, to jednak, jak okazało się, w trakcie obrad rzucona została również spora ilość twórczych i zupełnie oryginalnych myśli i przedstawiona spora ilość oryginalnych prac naukowych. Niewątpliwie na następnej konferencji, którą zamierzamy zorganizować za dwa lata, ilość zgłaszanych oryginalnych prac naukowo-badawczych, obrazujących nasz rodzimy dorobek naukowy w zakresie techniki raketowej i astronautyki, będzie jeszcze o wiele znaczącej. Odbyta konferencja odegrała rolę dużej siły mobilizującej nas wszystkich do wypełnienia tego zadania.

I jeszcze jedno. Byliśmy niezmiernie mile zaskoczeni ogromnym zainteresowaniem naszą konferencją, już nie tylko świata technicznego, ale szerokich rzesz społeczeństwa, a zwłaszcza młodzieży. Wydaje się, że z faktu powyższego należy wyciągnąć

- 12 -

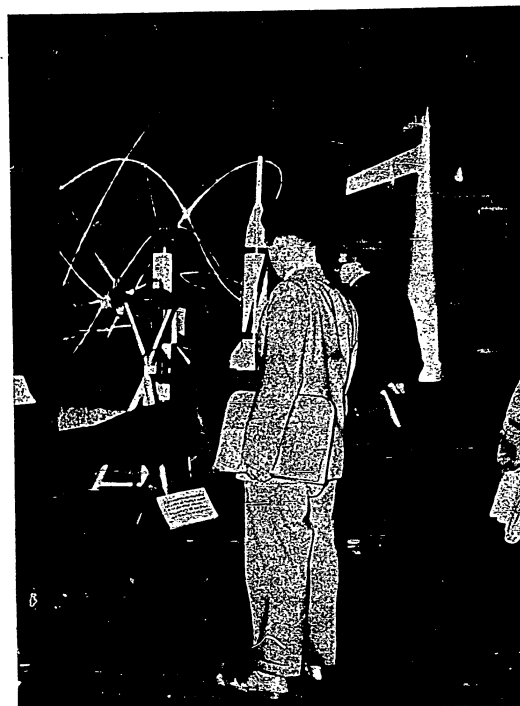
ten wniosek, iż chyba niedostatecznie jeszcze doceniamy stały wzrost zainteresowania naszego społeczeństwa sprawami nauki i techniki. Zbyt mało jeszcze mówi się i pisze o tych licznych wśród naszej młodzieży entuzjastach, których pobudzają do działania i twórczej pracy frapujące zagadnienia nauki i techniki.

Technika raketowa i astronautyka posiadają bardzo wiele tego rodzaju zagadnień. Dlatego też uważamy za właściwe, aby w przyszłości, w ramach Polskiego Towarzystwa Astronautycznego, szerzej rozwijać akcję popularyzacyjną i uprawianie modelarstwa raketowego.



Rys. 4. Konferencja prasowa w dniu 23 maja 1957 r.

- 13 -



Rys. 5. Z Wystawy Astronautycznej.

- 14 -

Dla uniknięcia niejasności chciałbym wreszcie pozwolić sobie na pewne bliższe sprecyzowanie naszych zamiarów na przyszłość. Zamierzamy co prawda istotnie prowadzić i rozwijać prace naukowo-badawcze w zakresie techniki raketowej, konstrukcji raketowych i astronautyki, natomiast podane między innymi w prawie wiadomości o opracowanym przez nas własnym projekcie sztucznego satelity Ziemi należy rozumieć jedynie jako zamiar podjęcia pewnych teoretycznych studiów koncepcyjnych.

Pozostaje mi w imieniu Polskiego Towarzystwa Astronautycznego podziękować wszystkim naszym gościom, referentom i uczestnikom konferencji za ich udział, a w wielu przypadkach i pomoc jaką nam udzielili w pracach organizacyjnych. Pragnąłbym również podziękować wszystkim tym, którzy przyczynili się do spopularyzowania w słowie i w piśmie tej naszej konferencji a także pracownikom i Dyrekcji Muzeum Techniki NOT za pomoc i udzielenie nam gościny w pięknych pomieszczeniach Pałacu Kultury i Nauki.

Na tym zamykam pierwszą ogólnokrajową Konferencję Techniki Raketowej i Astronautyki.

- 15 -

## PROBLEMY ROZWOJU TECHNIKI RAKIETOWEJ

Prof. Zbigniew Pączkowski

/Katedra Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej,  
Pracownia Astronautyczna Inst.Podst.Probl.Techniki P.A.N./

W historii rozwoju ludzkości wiek XX będzie niewątpliwie nazywany nie tylko pierwszym wiekiem ery atomowej, ale także i wiekiem rewolucyjnego rozwoju techniki raketowej. Tak jak w zakresie techniki jądrowej twórcza myśl ludzka pozwoliła opłacać i podporządkować naszej woli zjawiska zachodzące wewnątrz drobnego atomu oddając człowiekowi do dyspozycji i podporządkowując jego woli przeogromne, nowe źródła energii, tak znów, dzięki rozwojowi techniki raketowej, staje się możliwe przezwyciężenie bezwładności ciał materialnych i nadanie im takich stanów ruchu, które umożliwiłyby spełnienie najśmielszych zamierzeń człowieka.

Minęło lat nie wiele więcej niż pięćdziesiąt, jak w dniu 17 grudnia 1903 r. pierwszy płatowiec zaopatrzony w silnik braci Wright wzniósł się w powietrze, aby odbyć swój kilkusekundowy zaledwie lot, a dzisiaj już z każdego większego portu lotniczego startują codziennie w różne strony świata setki nowoczesnych samolotów pasażerskich przewożąc tysiące pasażerów, pocztę i tony ładunków, łącząc w sposób niezwykle sprawny i szybki różne kontynenty naszej Ziemi.

Największe prędkości tych samolotów dawno już przekroczyły prędkość dźwięku, wysokości zaś przez nie osiągane dochodzą do kilkudziesięciu kilometrów. Jednak człowiek, dążący stale do coraz większej doskonałości użytkowanych przez niego urządzeń technicznych, pragnie wznieść się jeszcze wyżej, latać jeszcze dalej i jeszcze prędzej, poruszać się nie tylko w stosunkowo niewysokiej warstwie atmosfery, lecz także i tam, gdzie ona już praktycznie biorąc nie sięga; co więcej, pragnie wybiec w przestrzeń kosmiczną, by dotrzeć do innych planet, któ-

- 16 -

re dotychczas mógł tylko obserwować jako jarzące się punkty na niebie.

Wiemy dobrze, iż te, tak daleko sięgające pragnienia spełnić może jedynie silnik rakietowy, który nie tylko zdolny jest pracować w zupełnej niezależności od otaczającego ośrodka, ale nawet w przestrzeni zupełnie próżnej, przez odpowiednie zmiany kierunku wypływu strumienia, pozwala na dowolne sterowanie i dobieranie pożądanego kierunku lotu.

O wielkich wynalazkach mówi się często, iż są genialne w swej prostocie. Chyba w stosunku do napędu rakietowego tego rodzaju określenie może być odniesione ze szczególną trafnością. W silniku rakietowym bowiem energia, którą zawiera paliwo, zamienia się w sposób najbardziej prosty i najbardziej bezpośredni w energię kinetyczną strumienia, będącą źródłem siły napędowej. Z tych względów zapewne wynalazek rakiety należy do najstarszych. Według danych, które dochowały się do naszych czasów, pierwsze pisemne wzmianki na temat napędu rakietowego pojawiły się w połowie IX wieku, o praktycznym zaś jego zastosowaniu mówią już wyraźnie zapiski pochodzące z wieku XII. Ale ta prostota zasady działania silnika rakietowego ma jeszcze jedną, ważną dla nas zaletę. Mianowicie, wobec braku jakichkolwiek elementów pośredniczących, w silniku rakietowym, przynajmniej teoretycznie biorąc, łatwo osiągnąć takie warunki i parametry pracy, które w żadnym innym urządzeniu napędowym nie byłyby do zrealizowania. Dlatego właśnie w silniku rakietowym będzie możliwe wykorzystanie w sposób najbardziej bezpośredni paliwa jądrowego. Powyższe umożliwi praktyczne uzyskiwanie nieograniczonych wprost prędkości rakietu aż do prędkości bliskich prędkości światła włącznie, a co za tym idzie na odbywanie dalekich lotów w przestrzeni kosmicznej. Ścisłe obliczenia wykazują, że przy tego rodzaju środkach napędowych silnik rakietowy będzie mógł pozwolić na przykład na to, aby odbycie podróży z Ziemi do najbliższego naszej planecie ciała niebieskiego - Księżyca i z powrotem nie wymagało większej ilości uranu niż jednego kilograma.

Przechodząc do krótkiego scharakteryzowania kilku najważniejszych i najbardziej aktualnych problemów techniki rakietowej pragnę przede wszystkim zatrzymać się nad zagadnieniami samego

- 17 -

silnika rakietowego, który stanowi przecież najbardziej istotny i najbardziej specyficzny element dla całej techniki rakietowej.

Jakie są do rozwiązania zasadnicze problemy w zakresie dalszego ulepszenia silnika rakietowego?

Są nimi przede wszystkim podniesienie sprawności silnika rakietowego oraz dalsze podniesienie możliwości zwiększania siły ciągu przez coraz to lepsze opanowanie wszystkich procesów termodynamicznych, zachodzących w komorze spalania; wreszcie, zastosowanie bardziej wydajnych paliw, o większym stężeniu energii.

Rzecz jasna, iż zwiększenie osiągnięć silnika rakietowego nie zawsze jest jedynym celem studiów i prac doświadczalnych. W wielu przypadkach szuka się pewnych układów optymalnych dla określonych warunków uwzględniając różne ważne czynniki natury techniczno-użytkowej i ekonomicznej. Można na przykład szukać paliw stałych właśnie o specjalnie niskiej temperaturze spalania, a to w tym celu, aby móc stosować prostej konstrukcji niechłodzone komory spalania i dysze ze zwykłej stali węglowej lub nawet, jak to już konkretnie bywa, z mas plastycznych, stanowiących powiedzmy laminat na bazie włókna szklanego i smoły organicznych lub odpowiednio zbrojoną włóknem masę plastyczną z grupy silikonów.

Jeśli chodzi o samą efektywność procesu zachodzącego w silniku rakietowym, to należy stwierdzić, że istnieją jeszcze bardzo poważne możliwości jej podniesienia.

Według znanej, podanej przez Einsteina zależności, całkowitej zasób energii, jaką reprezentuje pewne paliwo o określonej masie równy jest iloczynowi z tej masy i kwadratu z prędkości światła. Zgodnie z powyższym całkowite wykorzystanie energii paliwa w silniku rakietowym zachodziłoby jedynie w przypadku wypływu strumienia z prędkością równą prędkości światła. Gdybyśmy więc, jak to czyni dr Sänger, za miarę efektywności procesu zachodzącego w silniku rakietowym przyjęli stosunek prędkości wypływu strumienia z dyszy do prędkości światła, to okazałoby się, iż w przypadku paliwa chemicznego wykorzystujemy zaledwie około 0,001%, a w zupełnie specjalnych warunkach 0,002% lub 0,003% jego całkowitej energii i dopiero w przypad-



- 18 -

ku bezpośredniego zużytkowywania energii reakcji jądrowych, na przykład w przypadku rozpadu atomów uranu, stosunek ten mógłby być podniesiony do 4%, a przy reakcjach termojądrowych, na przykład przemiany wodoru na hel, przy których prędkości wypływu nowo utworzonych elementów materii byłyby równe około 37 000 km/sek, wartość powyższego stosunku osiągałaby dopiero około 12%. Znacznie większa efektywność procesów zachodzących w silniku raketowym, teoretycznie biorąc dochodząca do 100%, mogłaby być osiągana jedynie w rakietach fotonowych i to takich, w których cała ilość paliwa ulegałaby przekształcaniu w promieniowanie.

Wymienione wyżej współczynniki efektywności, przedstawiające pełną skalę istniejących możliwości, w przypadku dalszych ewentualnych udoskonaleń napędu raketowego stanowią mogą dla nas tylko pewnego rodzaju drogowskaz, nie pomniejszając jednak one bynajmniej znaczenia tych wszystkich, bardziej, rzecz jasna, już ograniczonych w swym zakresie udoskonaleń silnika raketowego, które jesteśmy w możności wprowadzać na bazie obecnie stosowanych środków napędowych. Pamiętać bowiem musimy, że każde, drobne nawet zwiększenie sprawności silnika raketowego pozwala na niewspółmiernie duże polepszenie własności balistycznych rakiet, pomniejszenie jej ciężaru startowego, zwiększenie jej zasięgu.

W istocie, w zakresie paliw chemicznych, będących przecież dzisiaj jeszcze jedyną podstawą, na której bazować się mogą opracowywane obecnie konstrukcje rakietowe, trudno już spodziewać się jakichś specjalnie rewelacyjnych i w zasadniczy sposób przewyższających dotychczasowe, nowych wyników. Chyba, że miałyby je przynieść, jak spodziewają się niektórzy, wprowadzenie nieznanych dotychczas związków chemicznych, otrzymanych na drodze sztucznej syntezy.

Sprawa ewentualnego zastosowania jakichkolwiek dotychczas nieużywanych paliw nie jest zresztą bynajmniej tak prosta. Przy doborze bowiem rodzaju paliwa muszą być brane pod uwagę nie tylko jego właściwości termodynamiczne, ale też także jego cechy jak dostępność w warunkach krajowych, taniość, łatwość transportowania i przechowywania, trwałość, w miarę możliwości brak oddziaływania korozyjnego i toksycznego, wreszcie mało

- 19 -

skomplikowany sposób przygotowywania czy wytwarzania i to najlepiej w takich wytwórniach, których wyposażenie, a nawet i produkcja mogłaby służyć równocześnie i do innych celów gospodarczych (jak to bywa na przykład w przypadku stosowania kwasu azotowego).

Przy omawianiu zagadnień dotyczących silnika raketowego zatrzymamy się najpierw nad sprawami dotyczącymi urządzeń na paliwo płynne. Ze względów uprzednio przez nas wymienionych w silnikach tych nadal stosowane są najczęściej paliwa najbardziej pospolite, takie jak alkohol etylowy lub metylowy, nafta, benzyna, parafina, anilina, olej napędowy, z kwasem azotowym jako utleniaczem i odpowiednimi dodatkami inicjatorów i katalizatorów powodujących lub przyspieszających zapłon. Nie znaczy to oczywiście, aby w zakresie tej grupy paliw, którą ogólnie nazywamy propergolami dwupłynowymi, nie były prowadzone prace nad ich dalszym udoskonaleniem. Wprost przeciwnie, w ciągu ostatnich lat osiągnięto w tej dziedzinie szereg poważnych sukcesów, szczególnie w zakresie prac nad utleniaczami. Tak więc opanowano całkowicie technologię wytwarzania nadtlenu wodoru o dowolnym stężeniu a także otrzymywanie w skali technicznej ciekłego ozonu, który jako posiadający większą gęstość i reaktywność od zwykłego tlenu dwuatomowego, może być uznany za najdoskonalszy utleniacz. Uważa się, iż dzięki zastosowaniu płynnego ozonu jako utleniacza uda się dotychczasowe prędkości wypływu spalin z dyszy zwiększyć o 25%. Prowadzone także były próby nad zastąpieniem tlenu chlorem i fluorem albo ich niektórymi związkami, jak na przykład trójfluorkiem chloru. Jak dotychczas próby te nie przyniosły jednak jeszcze pozytywnych rezultatów ze względu na szereg niekorzystnych właściwości tych substancji. Podobnie pozostała nadal nierozwiązana niezwykle trudna sprawa praktycznego zastosowania płynnego wodoru, który stanowiłby niewątpliwie najbardziej doskonałe paliwo chemiczne.

Można ogólnie powiedzieć, iż przydatność pod względem technicznym paliwa raketowego jest tym większa, im większa jest gęstość tego paliwa, im mniejszy jest ciężar cząsteczkowy gazów, będących produktami jego spalania i im większa jest prędkość wypływu tych gazów z dyszy. O ile zmiana pierwszych

- 20 -

dwóch cech paliwa jest dosyć utrudniona, o tyle pozostała cecha może być łatwo regulowana zmianami w samym przebiegu procesu spalania.

Jak wskazują odpowiednie zależności matematyczne, prędkość wypływu wzrasta proporcjonalnie do pierwiastka z temperatury bezwzględnej spalania. Przy obecnych paliwach i systemach chłodzenia uważa się, iż temperatury spalania w komorze podciśniskowej rakietowej mogą dochodzić do 3500°K, w których to warunkach można przysiąc, iż temperatura samych ścianek komory spalania jest rzędu 1500°K.

W celu podniesienia sprawności silnika rakietowego przez umożliwienie stosowania bardziej wydajnych paliw konstruktorzy pragnęliby temperaturę spalania mdo podwyższyć do 4000°K, a nawet do 5000°K, co jednak wymagałoby stosowania materiałów na komory i dysze wytrzymujących temperatury do 2000°K i więcej. O takie tworzywa jeszcze dzisiaj trudno. Próby z zastosowaniem stopów glinu, a nawet esyżej miedzi nie przyniosły oczekiwanych rezultatów; w próbach stosowania mieszanin metalowo-ceramicznych można powiedzieć, że są jeszcze w dalszym ciągu w toku. Sprawa dalszych prac nad materiałami na komory spalania i dysze pozostaje więc nadal niezmienionie aktualna.

Inny sposób oprowadzenia wysokich temperatur spalania wiąże się z zagadnieniem zwiększania efektów chłodzenia. Sposoby oprowadzenia, czyli wytwarzania zimnej warstwy odparowującego paliwa na ściankach komory spalania drogą jego wtłaczania do komory przez drobne otworki w ściankach komory, jak to jest w znanej rakiecie V-2 lub też nawet, jakby chcieli niektórzy badacze, przesączenia tego paliwa przez porowate ścianki - nie zawsze pozwala jeszcze na osiągnięcie pożądaných rezultatów. Dlatego też dzisiaj mówi się już wyraźnie o ewentualności stosowania specjalnego obiegu z wodą jako najlepszym czynnikiem chłodzącym. Myśli się też o różnych sposobach regulacji wymiany cieplnej. Podawany jest na przykład pomysł regulacji tej wymiany przez tworzenie odpowiedniej budowy turbulentnej w warstwie przyścienną, przyłączając do ścianki komory spalania, na drodze wytwarzania odpowiedniego pola elektrycznego. Te i inne sposoby zwiększenia intensywności spalania prowadzą do możliwości dalszego podwyższenia warto-

- 21 -

ści współczynnika sprawności silnika rakietowego do 0,8 i więcej, co daje silnikowi temu znaczną przewagę nad innymi, dotychczas stosowanymi typami silników spalinowych, w których wartość współczynnika sprawności jest ogólnie biorąc prawie o połowę niższa.

Na specjalne podkreślenie zasługuje fakt budowania silników rakietowych o coraz większej sile ciągu, dochodzącej już dzisiaj do kilkudziesięciu tysięcy kG. A przecież przed niedawnym jeszcze czasem uważano, iż budowanie silników rakietowych na paliwo płynne o sile przekraczającej 20 000 - 25 000 kG będzie bardzo utrudnione. Znaczące przekroczenie tej granicy w budowanych dzisiaj silnikach rakietowych świadczy o coraz to lepszym i zupełniejszym opanowywaniu procesu mieszania i racjonalnego spalania się paliwa rakietowego nawet w komorach o stosunkowo bardzo dużych wymiarach.

Wszystkie paliwa płynne, które, obok swej wysokiej kaloryczności, mają jeszcze tę wielką zaletę, że proces ich spalania może być dowolnie regulowany lub też nawet prowadzony z pewnymi przerwami, zwłaszcza w przypadku stosowania jako paliwa mieszanek samozapalnych, co może mieć specjalne znaczenie przy bardziej długotrwałym locie rakiet, są obarczone tą zasadniczą wadą, iż wymagają stosowania oddzielnych zbiorników, z których paliwo doprowadzone jest za pomocą dość skomplikowanych i sprawiających jeszcze spore kłopoty urządzeń zasilających. Te zbiorniki i urządzenia zasilające zwiększają oczywiście ciężar rakiet i zabierają sporo cennego w niej miejsca, co nie pozostaje bez znaczenia szczególnie przy konstrukcjach budowanych dla wybitnie wysokich osiągnięć.

Tego rodzaju cechy ujemnej nie mają paliwa stałe, które umieszczane są bezpośrednio w komorze spalania. Prostota budowy urządzeń rakietowych na paliwo stałe, łatwość ich składowania, operatywność takich urządzeń, wreszcie możliwość bardzo ścisłego regulowania czasu zapłonu i jego niezawodność - czynią urządzenia te niezastąpionymi w pewnym zakresie zastosowań, np. jako rakiet startowych, jako wyższych stopni rakiet wielostopniowych, różnego typu prostszych rakiet do badań naukowych, wreszcie, w zakresie zastosowań ściśle wojskowych jako rakiet artylerii polowej i broni rakietowej na obiektach ruchomych, szczególnie w lotnictwie i w marynarce wojennej.

- 20 -

dwóch cech paliwa jest dosyć utrudniona, o tyle pozostała cecha może być łatwo regulowana zmianami w samym przebiegu procesu spalania.

Jak wskazują odpowiednie zależności matematyczne, prędkość wypływu wzrasta proporcjonalnie do pierwiastka z temperatury bezwzględnej spalania. Przy obecnych paliwach i systemach chłodzenia uważa się, iż temperatury spalania w komorze pocisku raketowego mogą dochodzić do 3500°K, w których to warunkach można przyjąć, iż temperatura samych ścianek komory spalania jest rzędu 1500°K.

W celu podniesienia sprawności silnika raketowego przez umożliwienie stosowania bardziej wydajnych paliw konstruktorzy pragnęliby temperaturę spalania móc podwyższyć do 4000°K, a nawet do 5000°K, co jednak wymagałoby stosowania materiałów na komory i dysze wytrzymujących temperatury do 2000°K i więcej. O takie tworzywa jeszcze dzisiaj trudno. Próby z zastosowaniem stopów glinu, a nawet czystej miedzi nie przyniosły oczekiwanych rezultatów; o próbach stosowania mieszanin metalowo-ceramicznych można powiedzieć, że są jeszcze w dalszym ciągu w toku. Sprawa dalszych prac nad materiałami na komory spalania i dysze pozostaje więc nadal niezmiernie aktualna.

Inny sposób opanowania wysokich temperatur spalania wiąże się z zagadnieniem zwiększania efektów chłodzenia. Sposoby omywania, czyli wytwarzania zimnej warstwy odparowującego paliwa na ściankach komory spalania drogą jego wtryskiwania do komory przez drobne otworki w ściankach komory, jak to jest w znanej rakiecie V-2 lub też nawet, jakby chcieli niektórzy badacze, przesączania tego paliwa przez porowate ścianki - nie zawsze pozwala jeszcze na osiągnięcie pożądaných rezultatów. Dlatego też dzisiaj mówi się już wyraźnie o ewentualności stosowania specjalnego obiegu z wodą jako najlepszym czynnikiem chłodzącym. Myśli się też o różnych sposobach regulacji wymiany cieplnej. Podawany jest na przykład pomysł regulacji tej wymiany przez tworzenie odpowiedniej budowy turbulentnej w warstwie przysciennej, przylegającej do ścianek komory spalania, na drodze wytwarzania odpowiedniego pola elektrycznego. Te i inne sposoby zwiększenia intensywności spalania prowadzą do możliwości dalszego podwyższenia warto-

- 21 -

ści współczynnika sprawności silnika raketowego do 0,8 i więcej, co daje silnikowi temu znaczną przewagę nad innymi, dotychczas stosowanymi typami silników spalinowych, w których wartość współczynnika sprawności jest ogólnie biorąc prawie o połowę niższa.

Na specjalne podkreślenie zasługuje fakt budowania silników raketowych o coraz większej sile ciągu, dochodzącej już dzisiaj do kilkudziesięciu tysięcy kg. A przecież przed niedawnym jeszcze czasem uważano, iż budowanie silników raketowych na paliwo płynne o sile przekraczającej 20 000 - 25 000 kg będzie bardzo utrudnione. Znaczne przekroczenie tej granicy w budowanych dzisiaj silnikach raketowych świadczy o coraz to lepszym i zupełniejszym opanowywaniu procesu mieszania i racjonalnego spalania się paliwa raketowego nawet w komorach o stosunkowo bardzo dużych wymiarach.

Wszystkie paliwa płynne, które, obok swej wysokiej kaloryczności, mają jeszcze tę wielką zaletę, że proces ich spalania może być dowolnie regulowany lub też nawet prowadzony z pewnymi przerwami, zwłaszcza w przypadku stosowania jako paliwa mieszanek samozapalnych, co może mieć specjalne znaczenie przy bardziej długotrwałym locie rakiety, są obciążone tą zasadniczą wadą, iż wymagają stosowania oddzielnych zbiorników, z których paliwo doprowadzone jest za pomocą dość skomplikowanych i sprawiających jeszcze spore kłopoty urządzeń zasilających. Te zbiorniki i urządzenia zasilające zwiększają oczywiście ciężar rakiety i zabierają sporo cennego w niej miejsca, co nie pozostaje bez znaczenia szczególnie przy konstrukcjach budowanych dla wybitnie wysokich osiągnięć.

Tego rodzaju cechy ujemnej nie mają paliwa stałe, które umieszczane są bezpośrednio w komorze spalania. Prostota budowy urządzeń raketowych na paliwo stałe, łatwość ich składowania, operatywność takich urządzeń, wreszcie możliwość bardzo ściśle regulowania czasu zapłonu i jego niezawodność - czynią urządzenia te niezastąpionymi w pewnym zakresie zastosowań, np. jako rakiet startowych, jako wyższych stopni rakiet wielostopniowych, różnego typu prostszych rakiet do badań naukowych, wreszcie, w zakresie zastosowań ściśle wojskowych jako rakiet artylerii polowej i broni raketowej na obiektach ruchomych, szczególnie w lotnictwie i w marynarce wojennej.

- 22 -

Z ciekawszych zastosowań urządzeń na paliwo stałe można wymienić chociażby próby stosowania, zbudowanych na tej zasadzie, rakiet startowych, które ułatwiałyby start silnie obciążonym samolotom, a które same ulegałyby całkowitemu spalaniu. Dzięki powyższemu żadne części tych rakiet nie spadałyby po starcie na ziemię. W tych przypadkach cała rakietą wykonaną byłaby z materiału palnego z tym oczywiście, że odpowiednie ścianki musiałyby być zabezpieczone cienką warstwą inhibitora, wskutek czego spalałyby się później, dopiero po dojeździe do nich płomienia z innej strony.

W tych warunkach jest więc zupełnie zrozumiałe, iż obecnie także i w zakresie silników na paliwo stałe, w bardzo licznych ośrodkach badawczych prowadzone są intensywne studia, tym bardziej że zwolennicy tego rodzaju napędu spdziewają się, w wyniku obecnie prowadzonych badań, opracować nowe typy paliw stałych, które by własnościami swymi znacznie przewyższały dotychczas stosowane.

Konkretnie biorąc, w zakresie paliw stałych, stanowiących propergole jednoskładnikowe, prowadzone są dalsze studia, przede wszystkim nad ulepszeniem stosowanych już typów rakietowych prochów bezdymnych, a więc nad najbardziej kalorycznym rakietowym prochem nitroglicerynowym typu balistyty oraz nad prochami dwuglikolowymi i nitroguanidynowymi. Prochy dwuglikolowe i nitroguanidynowe, dzięki dużej zawartości wodoru i azotu, dają przy spalaniu produkty o małym ciężarze cząsteczkowym, a poza tym odznaczają się stosunkowo niską temperaturą spalania, co w przypadku pewnych konstrukcji rakietowych, jak już zaznaczaliśmy, może mieć szczególne znaczenie. Oprócz tych paliw o budowie roztworu koloidalnego wiele prac poświęcono różnego typu mieszanom pirotechnicznym, a więc paliwom typu asfaltowo-olejowego, w których, jak na przykład w paliwie znanym pod nazwą GALICIT (stanowiącą skrót nazwy Laboratorium Aeronautycznego Kalifornijskiego Instytutu Technologicznego) rolę utleniacza spełniać może, zmieszany z paliwem, nadchloran potasu; paliwom typu mas plastycznych, opartych na tworzywie fenolo-formaldehydowym lub fenolo-furfuralowym, wreszcie paliwom typu gumowego, opartych na różnego rodzaju gumach syntetycznych lub produktach do tych gum podobnych.

- 23 -

Pewna wzmianka należy się wreszcie urządzeniom napędowym typu pośredniego na paliwo zwane ogólnie litergołem, to jest na paliwo składające się z czynnika stałego, który stanowi w dotychczasowych rozwiązaniach substancja spalana, znajdującego się w komorze spalania i czynnika ciekłego, który stanowi utleniacz będący równocześnie środkiem chłodzącym komorę i dyszę, doprowadzanego z oddzielnego zbiornika za pomocą układu zasilającego. Przykładami litergołu mogą być takie substancje współdziałające jak węgiel i tetranitrometan lub węgiel i podtlenek azotu. Prace nad tego rodzaju układami są jeszcze w toku. Dzięki możliwości dość dużej regulacji procesu spalania, który, jak wykazały doświadczenia, zachodzi przy zachowaniu stosunku stechiometrycznego, a nawet dzięki możliwości prowadzenia tego procesu z pewnymi, niezbyt długimi (węgiel nie może ostygnać) przerwami, jak wreszcie dzięki większej prostocie budowy w stosunku do układów dwupłynowych i znacznie większemu bezpieczeństwu pracy, wynikającemu z nie- możliwości zetknięcia się składników palnych poza komorą - układy litergołowe mają spore perspektywy rozwoju i praktycznych zastosowań.

Jak jednak wynika już z tego, co było powiedziane poprzednio, prawdziwy przewrót w dziedzinie rozwoju silnika rakietowego wprowadzi dopiero zastosowanie napędu jądrowego. Aczkolwiek nad rakietami o napędzie jądrowym są już dzisiaj prowadzone w całym szeregu ośrodków naukowych zupełnie konkretne studia i badania, to jednak bardzo specyficzne i daleko idące wymagania, które muszą być postawione silnikowi rakietowemu, nie pozwalają, przynajmniej na razie jeszcze, na realne zastosowanie napędu jądrowego w którejkolwiek z opracowanych obecnie konstrukcji rakietowych. Ogólnie biorąc trudności te wiążą się z daleko idącymi ograniczeniami i odnośnie ciężaru samego urządzenia napędowego i niezbędnych urządzeń zabezpieczających i pomocniczych, ze sprawą zapewnienia odpowiedniego ukierunkowania wypływu wykorzystywanych cząstek materii, ze sprawą uchronienia się przed wpływami powstających tu bardzo wysokich temperatur, wreszcie ze sprawami zapewnienia należytej ciągłości i właściwego nasilenia zachodzących procesów rozszczepiania ciężkich jąder czy reakcji termonuklear-

- 24 -

nych oraz z zapewnieniem możliwości bardzo ścisłego regulowania ich przebiegu. Trudności powyższe wiążą się między innymi z istniejącą także koniecznością dalszej intensyfikacji niektórych procesów (na przykład przez bardziej skuteczne wykorzystywanie neutronów swobodnych, przez ograniczenie ich pasożytniczego przechwytywania przez materiały reaktora) oraz koniecznością większego niż dotychczas wzbogacenia paliwa jądrowego w materiał rozszczepialny.

Bliższe rozważania pozwalają już dzisiaj wyodrębnić kilka różnego rodzaju, możliwych do zrealizowania i praktycznego zastosowania, typów silników raketowych o napędzie jądrowym w zależności od sposobu, w jaki zostanie w silniku tym wykorzystane paliwo jądrowe.

W ogólności tego rodzaju silniki możemy podzielić na takie, w których paliwo jądrowe dostarcza jedynie energii dla otrzymania niezbędnego impulsu napędowego, powstającego w wyniku wpływu jakiegoś innego, odpowiednio dobranej materii strumienia, albo - dla wytworzenia odpowiedniego pola elektrycznego, służącego do rozpędzania masy odrzutowej mającej postać elektrycznie naładowanych jonów oraz na takie silniki, w których paliwo jądrowe jest wykorzystane w sposób bezpośredni, a więc w których wypływający strumień stanowi po prostu produkty zachodzących reakcji jądrowych.

Oddzielną grupę stanowiłyby wreszcie tzw. silniki fotonowe, w których potrzebny impuls byłby otrzymywany w wyniku wpływu strugi fotonów.

Źródłem wyżej wymienionych fotonów byłyby zachodzące w urządzeniu raketowym reakcje termojądrowe.

Jak widać z powyższego, nawet w przypadku najbardziej ograniczonego zastosowania paliwa jądrowego, kiedy to jego rola ograniczałaby się tylko do przekazania swej energii innej substancji, dającej dopiero właściwy impuls napędowy, uwolnieni już zostalibyśmy od konieczności wiązania cech wysokiej kaloryczności z cechami dynamicznymi czynnika tworzącego strumień wypływający z dyszy. W tych warunkach uwaga nasza skupić by się musiała niewątpliwie na substancji o najmniejszym ciężarze cząsteczkowym, a więc na wodorze. Jak nie trudno obliczyć, w przypadku zastosowania wodoru w tych warunkach moglibyśmy li-

- 25 -

czyć na otrzymanie prędkości wypływu rzędu 10 000 m/sek oraz impulsu właściwego, to jest impulsu otrzymywanego z jednego kilograma wodoru, równego 1000 kGsek/kg zamiast impulsu 200 kGsek/kg, który przeciętnie otrzymujemy przy obecnie używanych, dobrych gatunkach paliw, zarówno płynnych jak i stałych. Przy bezpośrednim wykorzystaniu w silniku raketowym energii rozpadzionych produktów reakcji termojądrowych jako elementów tworzących niezbędny strumień moglibyśmy dojść do wielkości impulsu właściwego równej w przybliżeniu 3 000 000 kGsek/kg, a przy wykorzystaniu, stanowiącego teoretycznie biorąc ostatni etap rozwoju silnika raketowego, urządzenia fotonowego - wielkość impulsu właściwego dostarczanego przez substancję wypromieniowywaną mogłaby nawet nieco przekroczyć 30 000 000 kGsek/kg.

Zaiste wspaniałe perspektywy tych możliwości, które w miarę dalszych udoskonaleń, stworzyć może silnik raketowy, perspektywy mogące nas utwierdzić w przeświadczeniu, że w niezbyt już odległej przyszłości podróże międzyplanetarne staną się tak samo możliwe do zrealizowania na bazie silnika raketowego na paliwo jądrowe jak dzisiaj jest zupełnie realne i możliwe wystrzelenie na dowolną wysokość sztucznego satelity Ziemi na bazie silnika na paliwo chemiczne!

Rozważona przez nas sprawność wewnętrzna silnika raketowego jest oczywiście tylko jednym z czynników sprawności ogólnej urządzenia raketowego. Drugim czynnikiem i to wahałym się w znacznie większych granicach, związanym z warunkami lotu rakiet, jest tak zwana sprawność zewnętrzna.

Wiemy, iż wartość tej sprawności zależy od prędkości ruchu samolotu, iż wartość tej sprawności zależy od prędkości, która bliska jest prędkości wypływu spalin z dyszy. W tym bowiem przypadku prędkość wypływu gazów z dyszy w stosunku do nieruchomego układu odniesienia staje się bliska do zera, co świadczy o tym, że cała energia kinetyczna strumienia rzeczywiście jest wykorzystywana do wykonania pracy przez silnik raketowy. Rzecz jasna, że w przypadku ruchu rakiety z prędkością zmienną, z jakim przecież zwykle mamy do czynienia w warunkach lotu w atmosferze ziemskiej, rozstrzygającą wartością, charakteryzującą sprawność całego urządzenia raketowego, będzie wielkość sprawności średniej dla całego okresu lotu.

- 26 -

Wymienione wyżej względy nakazują, w przypadku każdej rozważanej konstrukcji, zwrócenie specjalnej uwagi na optymalne dobranie parametrów napędu i lotu rakiety przy uwzględnieniu oddziaływania siły ciężkości i powstających sił oporu powietrza.

Przy rakietach mających urządzenie napędowe o stosunkowo krótkim czasie działania siły ciągu i niewielkiej ilości materiału napędowego zazwyczaj trudno jest zbliżyć się do optymalnych warunków lotu. Polepszenie tych warunków można osiągnąć bądź to przez stosowanie rakiet wielostopniowych, w których każdy z następnych stopni rozpoczyna swą pracę przy coraz to większej prędkości, bądź też przez wystrzeliwanie tych rakiet z broni lufowej lub bezodrzutowej, co ma jednak tę ujemną cechę, że przy konstrukcji rakiety muszą być uwzględnione wielkie przyspieszenia, jakich doznaje ona w początkowym okresie swego ruchu. Warto może nawiasem wspomnieć, że pomysł wystrzeliwania rakiet nie jest bynajmniej nowy, już bowiem przed wielkimi Chińczycy swoje pierwotne pociski rakietowe, sporządzone z wydrążonego pnia bambusowego, wyrzucali z łuków, dzięki czemu, jak to dzisiaj jest dla nas zupełnie zrozumiałe, zwiększali efekt napędu rakietowego.

Wzrost prędkości rakiety jest nieograniczony i teoretycznie rzecz biorąc można powiedzieć, że prędkość ta może stać się bliska prędkości światła. W zrealizowanych dotychczas konstrukcjach rakietowych już w roku 1943 przekroczono liczbę Macha równą 6. Prędkości obecnie konstruowanych pocisków rakietowych dużej mocy, na przykład rakietowych pocisków międzykontynentalnych mogą dochodzić do 5 000, a nawet 7 000 m/sek. W przypadku trzystopniowej rakiety "Vanguard", służącej do wyrzucenia sztucznego satelity Ziemi, prędkość ruchu ostatniego stopnia rakiety przekroczy 8 000 m/sek. W warunkach laboratoryjnych prof. Pokrowskiemu z Akademii Nauk ZSRR już w roku 1944 udało się otrzymać prędkość ruchu urządzenia rakietowego równą 25 000 m/sek. Prace tego rodzaju były kontynuowane i doprowadziły w roku 1952 do otrzymania przez badaczy amerykańskich Koskiego, Lacy'ego, Shreffiera i Willinga prędkości około 90 000 m/sek. Wyżej wymienione prędkości zostały osiągnięte przy zastosowaniu jako urządzenia napędowego wydrążonego

- 27 -

ładunku kumulatywnego i wiązały się z pierwotnymi projektami wyrzucenia sztucznego satelity Ziemi właśnie przy pomocy tego rodzaju urządzenia. Wyniki powyższe mają jednak charakter raczej teoretyczny, jeżeli bowiem zgodnie z danymi doświadczalnymi, przytaczanymi przez Własowa w jego dziele "Osnowy dynamiki wżrywa", przyjmiemy, iż prędkość pęczka kumulatywnego, w przypadku stosowania zwykłych materiałów kruszących, jest równa około 6 000 m/sek lub chociażby, jak podają źródła angielskie, dochodzi do 10 000 m/sek, a więc przeciętnie biorąc wynosi około 8 000 m/sek, to łatwo będziemy mogli obliczyć, że masa końcowa rakiety przy tego rodzaju doświadczeniach musiała być tylko drobną częścią masy początkowej. Oto chociażby dla przypadku doświadczeń prof. Pokrowskiego wartość tego stosunku wypadłaby równa 1 : 23.

W istocie bardzo wybitne zwiększenie prędkości lotu rakiety realnie rzecz biorąc będzie mogło nastąpić dopiero z chwilą zastosowania napędu jądrowego.

Te wielkie prędkości ruchu rakiety mogą być, rzecz jasna, przyjmowane za dopuszczalne dopiero w przypadku lotu na bardzo wielkich wysokościach, a więc w atmosferze niezwykle rozrzedzonej, w innych bowiem warunkach powstające w fali zgęszczenia wysokie temperatury, przy tych prędkościach rzędu kilku tysięcy stopni, powodować by musiały przy jakimkolwiek dłuższym locie zniszczenie konstrukcji rakiety.

Chciałbym zwrócić uwagę na jedną z cech, która wykazuje stały wzrost prędkości rakiet, a co możemy uważać za jednoznaczne także i prędkości samolotów, z punktu widzenia zastosowania skowych. Jeśli mianowicie zważymy, że w przypadku stosowania normalnych materiałów kruszących przeciętne prędkości odłamków, w granicach przestrzeni rażenia skutecznego, odpowiadają wartościom liczby Macha zaledwie od 3 do 5 oraz że w ciągu najbliższych lat kilkunastu prędkości największe, zarówno pocisków rakietowych jak i samolotów, będą zapewne osiągały wartość liczby Macha bliską 20, to stwierdzimy, iż działanie odłamkowe przeciw tak szybko poruszającym się celom będzie praktycznie biorąc znikome. W istocie bowiem wielkość przestrzeni rażenia skutecznego tego rodzaju celów niezwykle zmaleje, a wymagania odnośnie precyzji działania zapalnika, w zakresie

- 28 -

jego czułości na pobudzenie i ścisłego zachowania opóźnienia, staną się tak duże, iż uczynią jego wykonanie wręcz niemożliwym.

Zwalczenie tych prędko poruszających się celów praktycznie biorąc będzie więc możliwe jedynie w przypadku bezpośredniego zderzenia się pocisku z celem, do czego niewątpliwie okaże się niezbędne stosowanie na pocisku odpowiedniego rodzaju urządzeń samonaprowadzających - albo też w przypadku stosowania ładunku atomowego o dostatecznie dużym zasięgu działania niszczącego.

Jeżeli już jesteśmy przy temacie zastosowań rakiet do celów wojskowych, to może nie od rzeczy będzie powiedzieć w ogóle parę słów na ten ważny temat.

Tak już jest, że każdy wielki wynalazek, jak chociażby radar czy technika jądrowa, są skrzętnie wykorzystywane również i do celów wojskowych. Oczekujemy mówić o technice raketowej, która właściwie od swego "poczęcia" aż do czasów dzisiejszych służyła wyłącznie technice wojskowej, jeśli pominąć jej zastosowania do organizowania bawiących oko feerii świetlnych ogni sztucznych.

Zakres zastosowań wojskowych techniki raketowej jest dzisiaj bardzo różnorodny. Broń raketowa stanowi już obecnie ważny, a jak niektórzy twierdzą nawet zasadniczy element uzbrojenia sił lądowych, morskich i powietrznych. Coraz większe odległości, ruchliwość i rozproszenie celów, coraz większa szybkość i głębokość działań taktycznych stawiają stale wzrastające wymagania odnośnie mocy broni, prędkości pocisku i ewentualnej możliwości kierowania jego lotem w drodze do celu. Tym wymaganiom nowoczesnej walki sprostać może tylko pocisk raketowy.

W szczególności, w związku ze stałym wzrostem pułapu i prędkości współczesnych samolotów wojskowych, broń raketowa, zwłaszcza w postaci pocisków zdalnie kierowanych, nabrała specjalnego znaczenia jako niezastąpiony środek czynnej obrony przeciwlotniczej; budowanie bowiem dział przeciwlotniczych lufowych o zasięgu pionowym przekraczającym 20 000 m staje się niezmiernie utrudnione, samo zaś ich działanie przeciw współczesnym samolotom mało skuteczne.

Ze sprawami pocisków zdalnie kierowanych wiąże się zagadnienie techniki sterowania i różnych odmian kierowania i samokierowa-

- 29 -

nia, mających zresztą duże znaczenie nie tylko w granicach zastosowań ściśle wojskowych, ale w rakietnictwie w ogóle, a w astronautyce w szczególności.

Najczęściej stosowana obecnie metoda kierowania zdalnego polega na użyciu stale naprowadzającej pocisk na cel wiązki kierującej, w przypadku której same rozkazy powstają już na zdalnie kierowanym obiekcie.

Przy tym systemie kierowania pocisk porusza się zazwyczaj zwińż tzw. krzywej pogoni, która jednak ściśle biorąc nie stanowi optymalnego toru pocisku z punktu widzenia jego zasięgu i mechaniki lotu. Stąd też dążenie do wprowadzenia pewnych modyfikacji w zakresie zasad nadawania na pocisku rozkazów kierujących, a tym samym i odpowiednich zmian drogi do celu.

Trzeba przyznać, że technika kierowania zdalnego znajduje się jeszcze ciągle w stadium rozwoju.

Szczególnie ważny problem stanowi zagadnienie odporności stosowanego sposobu kierowania na zakłócenia, które, jak wiadomo, nie jest jeszcze zbyt wielka. Środki zaradcze mogą tu stanowić: skrócenie czasu nadawania, zmniejszenie przestrzeni napromieniowywanej, stosowanie ukrytych modulacji i szybko po sobie następujących zmian częstotliwości pracy. Ponieważ celowe zakłócenia pojawiają się przeważnie w późniejszej fazie lotu, gdy nieprzyjaciół spostrzeże się, iż jest ostrzeliwany, mówi się o tym, iż najskuteczniejszym środkiem mogłoby być automatyczne przełączanie kierowania zdalnego na samokierowanie, z chwilą gdy tylko pojawią się zakłócenia; najlepiej: zmiany tego kierowania na samonaprowadzanie na nadajnik zakłócający.

Tak samo istnieją poważne, niepokonane jeszcze trudności, jeśli chodzi o prawidłowe działanie zapalników zbliżeniowych, w które to zazwyczaj zaopatrzone są pociski zdalnie kierowane.

Stosowane dzisiaj zapalniki zbliżeniowe opierają się na dość różnych zasadach działania. Mogą to być zapalniki wykorzystujące zmiany natężenia pola, na przykład zmiany natężenia promieniowania podczerwonego zbliżającej się z wielką prędkością, a tym samym mocno rozgrzanej rakiety; zapalniki pojemnościowe, czułe na zakłócenia aktywnego, czyli pochodzące od pocisku, pola elektrostatycznego, powstające wówczas gdy

- 30 -

w pole to wchodzi ciało o wysokiej przewodności lub przeciwnie o wysokich własnościach dielektrycznych i zmienia pojemność kondensatora, którego okładki mogą stanowić dwie odizolowane części pocisku; wreszcie zapalniki czułe na odpowiednią zmianę czasu przebiegu promieniowanego pola między pociskiem i celem.

Wszystkie te urządzenia wymagają jednakże jeszcze ciągle dalszych udoskonaleń i ulepszeń. Dowodem tego mogą być chociażby niedawno przeprowadzone w Stanach Zjednoczonych na dużą skalę próby użytkowe z pociskami zdalnie kierowanymi i samolotami bez pilota, które, jakby to wynikało z doniesień prasowych, dały wyniki wybitnie gorsze od spodziewanych.

W ostatnich wreszcie latach broń raketowa rozwinęła się w zupełnie samodzielny, potężny środek działania taktycznego. Mam tu na myśli budowane obecnie przez dwa największe mocarstwa światowe pociski raketowe dalekiego zasięgu, tzw. międzykontynentalne.

Wymienione wyżej pociski międzykontynentalne są wysoce skomplikowanymi układami konstrukcyjnymi, składającymi się z około 300 000 różnych części.

Objętość kadłuba, tych ekstremalnych obecnie konstrukcji w zakresie rakiet, o łącznej długości 30-50 metrów, wypełniają: układ silników raketowych o sumarycznej sile ciągu przekraczającej nawet 100 000 kg i działającej w ciągu kilku minut, zbiorniki paliwa i układ zasilający, układ sterowania z żyroskopami, urządzeniami elektronowymi i serwomechanizmami oraz układ odbiorczy kierowania zdalnego, który funkcjonuje tylko w pierwszym okresie lotu. Dość wyodrębnioną część stanowi głowica bojowa, która, po zakończeniu pracy silników, oddziela się od reszty kadłuba i swój dalszy lot odbywa mocą bezwładności. Te dopuszczalne jeszcze do przyjęcia wymiary pocisków międzykontynentalnych, jakie one posiadają, udało się utrzymać tylko dzięki znacznemu pomniejszeniu niezbędnej wielkości głowicy bojowej, możliwemu jedynie przy wykorzystaniu reakcji termionuklearnych. Mimo tak skomplikowanej budowy koszt wykonania pocisku międzykontynentalnego, jak się okazuje, wypadła mniejszy od kosztów budowy współczesnego bombowca dalekiego zasięgu. Choć to porównanie nie

- 31 -

jest może zupełnie właściwe, bo przecież pocisk międzykontynentalny jest bronią jednorazowego użycia, to jednak trzeba także wziąć pod uwagę i to, że prawdopodobieństwo wykonania zadania bojowego w przypadku pocisku jest niewspółmiernie wyższe niż w przypadku bombowca. Przy wysokiej cenie ładunku termionuklearnego względnie ten nie jest pozbawiony dużego znaczenia.

Wspomniane wyżej pociski przy dzisiejszym stanie techniki raketowej łatwo mogą rozwijać prędkości rzędu 7000 m/sek i wznosząc się na wysokości do około 1300 km przenosić ładunki atomowe na odległości dochodzące do 10 000 km i więcej w czasie nie wiele dłuższym od 30 minut. Zwalczanie tego rodzaju pocisków, zdolnych do porażenia wszystkich ważnych ośrodków nieprzyjaciela już w ciągu pierwszej godziny wojny, jest oczywiście niezmiernie utrudnione i może być prowadzone jedynie za pomocą specjalnie do tego celu przystosowanych przeciw pocisków, posiadających głowicę atomową i wyposażonych w urządzenia samonaprowadzające.

W tych warunkach nie można odmówić pewnej dozy słuszności szefowi amerykańskiej obrony cywilnej Petersenowi, który niedawno w Izbie Reprezentantów w Waszyngtonie oświadczył, co następuje: "W ciągu roku lub dwóch, najpóźniej w roku 1960, międzykontynentalne rakiety z głowicą atomową staną się główną bronią. W chwili gdy zjawia się ta ostateczna broń, wszystkie plany obrony i ewakuacji, przewidziane przez nasz Rząd, przestaną być aktualne".

W świetle tych faktów znajdują także uzasadnienie brytyjskie plany modernizacji armii, które, w myśl złożonego przed kilku dniami w Izbie Gmin oświadczenia ministra John Hare'a, mają polegać między innymi na: zmniejszeniu stanu liczebnego armii, wycofaniu w ciągu najbliższych pięciu lat dotychczasowych typów uzbrojenia z okresu drugiej wojny światowej, uzbrojeniu wojsk lądowych w artylerię atomową i różnego rodzaju broń raketową, wycofaniu ze stanu marynarki wojennej okrętów starego typu, uzbrojeniu współczesnych lotniskowców i szybkich krążowników o napędzie atomowym w broń raketową, a łożni podwodnych - w głębinowe wyrzutnie raketowe.

The New York Times nazywa międzykontynentalne pociski raketowe "grubym kijem" w rękach dyplomatów, grożącym każdemu



- 32 -

mieszkańcowi naszego globu śmiercią termonuklearną w ciągu 30 min. Naszym zdaniem, istnienie tak straszliwej broni masowej zagłady powinno być chyba dla każdego wystarczającym i przekonywującym argumentem na to, że rozpętywanie jakiegokolwiek awantury wojennej byłoby tylko wielką klęską dla całej ludzkości.

My wszyscy, żyjący w bloku państw demokratycznych, gorąco pragniemy, aby cały ogromny wysiłek, wkładany obecnie w rozwój techniki raketowej, mógł zostać skierowany wyłącznie ku twórczym zastosowaniom tej techniki, których przecież jest bardzo wiele. O tych to zastosowaniach chcielibyśmy nieco powiedzieć.

Trzeba przyznać, że istnieją na przykład dziedziny zastosowań pokojowych, w których rakiety są wprost bezkonkurencyjne. Są to przypadki stosowania ich do badań naukowo-technicznych, a więc do badań z zakresu astronomii, fizyki atmosfery, do pomiarów aerobalistycznych lub też do prac topograficznych. Właśnie dzięki zastosowaniu rakiet udało się poznać już dość dobrze budowę atmosfery do wysokości 400 i więcej kilometrów, dokonać szeregu pomiarów fizycznych, dotychczas niemożliwych ze względu na istniejącą warstwę atmosfery, przeprowadzić wiele interesujących pomiarów sił oporu powietrza przy wielkich prędkościach, a niezależnie od tego pomiarów tychże sił w przypadku ruchu w ośrodkach silnie rozrzedzonych.

Rakiety mogą również oddać ogromne usługi w dziedzinie łączności, a więc szybkiego przewożenia poczty i pilnych przesyłek ładunków, pośredniczenia w sygnalizacji bezprzewodowej i we wszystkich rodzajach sygnalizacji mieszanej, na przykład sygnalizacji optyczno-radiowej itp.

Ogromny rozwój techniki raketowej w ciągu lat ostatnich zachęca wreszcie techników i ekonomistów do podjęcia bliższych studiów nad możliwościami zastosowania rakiet do celów komunikacyjnych. Coraz lepsze opanowanie procesów zachodzących w silnikach raketowych i coraz większe możliwości ścisłego regulowania tych procesów, stały rozwój systemów automatycznego sterowania, kierowania zdalnego i samokierowania, umożliwiające zastąpienie powolnych odruchów człowieka działalnością wysoce precyzyjnych i niezawodnych mechanizmów -

- 33 -

dają coraz większą gwarancję bezpieczeństwa lotu. Niższa stonkowo, w porównaniu z obecnym lotnictwem, którego technika rozwija się jednak przecież również w kierunku coraz bardziej zbliżnym z kierunkiem rozwoju techniki raketowej, cena sprzętu raketowego i dużo większa prostota urządzeń naziemnych mogą istotnie, jak liczą się już z tym w niektórych państwach na świecie, w niezbyt odległym czasie skłonić pewne przedsiębiorstwa transportu lotniczego do uruchomienia stałej komunikacji, opartej na zastosowaniu rakiet. Oczywiście przeloty za pomocą rakiet miałyby znaczenie dopiero w przypadku większych odległości, na przykład między poszczególnymi kontynentami Ziemi. Nie trzeba chyba uzasadniać, iż w przypadku zastosowania rakiet odpowiednie czasy przelotów, nawet w stosunku do współczesnej komunikacji lotniczej, uległyby wielokrotnie skróceniu. Mówi się o tym, że na przykład lot przez Atlantyk trwałby wówczas tylko kilkadziesiąt minut, a możliwy do łatwego zrealizowania lot dookoła kuli ziemskiej - co najwyżej kilka godzin.

Największym wreszcie i najbardziej śmiałym zadaniem, jakie stoi do spełnienia przed techniką raketową, jest realizacja lotu kosmicznego, umożliwiającego człowiekowi przenoszenie się na inne planety; zadaniem, którego wykonanie otworzyłoby w życiu ludzkości zupełnie nową erę.

Ze sprawą komunikacji raketowej, tak jak i z najdalszymi lotami za pomocą rakiet w przestrzeń kosmiczną wiązałyby się oczywiście zagadnienia przystosowania samego organizmu człowieka do warunków takich lotów, a więc sprawy należytego zabezpieczenia człowieka przed wpływami dużych przyspieszeń, przed szkodliwymi działaniami promieni kosmicznych, zapewnienia mu należytych warunków oddychania, właściwej klimaty-zacji wnętrza rakiety; ogólnie biorąc - ze sprawami biologii i fizjologii lotu przestrzennego.

Na oddzielną uwagę zasługuje wreszcie fakt, który chcielibyśmy także podkreślić, iż rozwój techniki raketowej i astronautyki już dzisiaj czyni niezmiernie pilną konieczność opracowania pewnego statutu prawnego, regulującego w skali międzynarodowej sprawy korzystania z przestrzeni otaczającej Ziemię; ustalenia zakresu praw suwerennych poszczególnych

- 34 -

państw do przestrzeni znajdującej się nad ich obszarem; opracowania zasad działania jakiegoś systemu zarządzania tą przestrzenią jako pewną "res communis" a nawet, być może, powołanie pewnej międzynarodowej instytucji nadrzędnej, której zadaniem byłoby uzgadnianie interesów poszczególnych państw w zakresie prawa do korzystania z przestrzeni. Rolę takiej instytucji mogłaby zresztą spełniać ewentualnie również istniejąca już przecież Organizacja Narodów Zjednoczonych.

Zachodzi na przykład pytanie, czy dajmy na to którekolwiek z państw może sobie rościć uprawnienia do wystrzeliwania sztucznych satelitów Ziemi nie mówiąc już o zwykłych rakietach wielkiej donośności?

Satelity te, mimo że stanowią do pewnego stopnia nowe ciało niebieskie, będą przecież obiegały na mniejszej lub większej wysokości całą Ziemię. Nigdy nie da się wykluczyć możliwości kontrolowania w ten czy w inny sposób, a nawet i fotografowania za pomocą tego rodzaju satelitów pewnych obszarów innych państw. Będzie poza tym zawsze istniała możliwość bodaj przypadkowego upadku takiego satelity, czy też pocisku raketowego na obszar obcego państwa, co już - jak zresztą wiemy - jeśli chodzi o rakietę, w praktyce zachodziło, lub zatrucia pewnych części tych obszarów produktami reakcji jądrowych w przypadku ewentualnego stosowania w rakiecie napędu jądrowego.

Widzimy więc, że istotnie technika raketowa, nie mówiąc już o astronautyce, jest źródłem zupełnie nowej problematyki prawnej.

Na ostatnim VII Międzynarodowym Kongresie Astronautycznym szczególnie pięknym akordem brzmiały te wypowiedzi jego uczestników, które były apelem do pełnej solidarności i braterskiego współdziałania tych ludzi wszystkich ras i narodów, jacy, być może w niedługim już czasie, znajdą się w przestrzeni kosmicznej narażeni na szczególnie silne i niekorzystne dla organizmu ludzkiego oddziaływanie różnych brutalnych sił przyrody.

Kończąc przegląd problemów techniki raketowej trudno powstrzymać się od wypowiedzenia kilku przynajmniej uwag na temat możliwości, warunków i perspektyw rozwoju techniki raketowej w naszym kraju.

- 35 -

Rozpatrując powyższe zagadnienie trzeba przede wszystkim zwrócić uwagę na ogromną kompleksowość tej techniki, na wielką ilość i skalę zupełnie nowych i wymagających podstawowego opracowania jej problemów naukowych, wreszcie na niezwykłą i stale narastającą, szczególnie na przestrzeni lat ostatnich, dynamikę rozwoju techniki raketowej. Wystarczy chyba powiedzieć, że w niektórych krajach przodujących na świecie w zakresie techniki raketowej wkładany wysiłek oraz sumy wydawane na studia oraz prace techniczne w zakresie techniki raketowej poczynają już znacznie przewyższać ten wysiłek i te środki pieniężne, które w tych samych krajach wkładane są w równie skąpiną ważne dziedziny techniki jądrowej lub lotnictwa.

Technika raketowa opiera się na bardzo szerokich i głębokich podstawach naukowych. Dlatego też rozwijać technikę raketową, to znaczy rozwijać w pierwszym rzędzie cały szereg nauk dla niej podstawowych, takich jak teoria paliw raketowych, teoria spalania, aerodynamika, balistyka, automatyka i telemechanika, technika fal ultrakrótkich, technologia spawalnicza i wiele innych. Dopiero na bazie tych nauk można myśleć o pracy koncepcyjnej w zakresie techniki raketowej. Tak zresztą, jak w innych dziedzinach techniki tak samo i tutaj, i tu może w szczególnym stopniu, trudno spodziewać się postępu technicznego i twórczej myśli technicznej bez równoczesnego, odpowiedniego rozwijania studiów naukowych i tworzenia odpowiedniej rezerwy naukowej, która to dopiero stwarza możliwości wytyczania nowych szlaków rozwojowych.

Nie trzeba chyba uzasadniać znaczenia właściwego planowania prac naukowo-badawczych w zakresie tak kompleksowych zagadnień, jakie wchodzą w zakres techniki raketowej, konieczności realnego powiązania tego planowania z istniejącymi w naszym kraju możliwościami kadrowymi, materiałowymi i produkcyjnymi, wreszcie należytego uwzględnienia dalekich perspektyw rozwoju techniki raketowej.

Tego rodzaju czynności planowania mogą, rzecz jasna, być wykonywane jedynie przez organ posiadający odpowiednie kompetencje i kwalifikacje, powołany przez Centralne Władze Państwowe.

- 36 -

Należyte względnione musi być także sprawa możliwości zapoznawania się z dorobkiem w zakresie techniki raketowej w innych krajach. Szczególnie duże znaczenie miałyby tu stałe kontakty z odpowiednimi pracownikami naukowymi państw obozu demokratycznego, w przypadku których to kontaktów faktycznie istnieją możliwości istotnie szerszej i kompletnej wymiany doświadczeń.

Bardzo ważnym czynnikiem, szczególnie w warunkach naszego kraju rozwijającego dopiero swoje uprzemysłowienie i podnoszącego poziom rodzimej techniki, jest wdrożenie do pracy naukowo-badawczej i konstrukcyjnej w zakresie techniki raketowej odpowiednio wykwalifikowanej i licznej kadry naukowej, która potrafiłaby we właściwy i w możliwie zupełny sposób wykorzystać przede wszystkim istniejące już w naszym kraju dość liczne odpowiednio wyposażone warsztaty pracy, a - w miarę potrzeby - dalej te warsztaty rozwijać lub ewentualnie istniejące uzupełniać nowymi.

Doskonalenie młodej kadry naukowej i inżynierskiej powinno odbywać się pod opieką pracowników nauki doświadczonych w samodzielnym prowadzeniu prac naukowych.

Rzecz oczywista, że ani obecnie, ani w jeszcze najbliższej przyszłości nie możemy myśleć o podejmowaniu u nas zamierzeń konstrukcyjnych z zakresu techniki raketowej tego rodzaju, jak na przykład budowa sztucznego satelity Ziemi. Prace na taką skalę mogą bowiem być realizowane jedynie przez największe państwa na świecie, gdyż wymagają użycia ogromnych środków, nakładów wyrażających się w miliardach rubli czy dolarów, pracy dziesiątków tysięcy, a nawet setek tysięcy ludzi, no i oczywiście odpowiednich terenów doświadczalnych, o które, w naszym położeniu geograficznym w środku gęsto zaludnionej Europy, dość trudno. Możemy jednak przecież - i to należy wyraźnie podkreślić - myśleć o pracach konstrukcyjnych na mniejszą skalę; wreszcie o pewnych pracach fragmentarycznych lub o studiach dotyczących jedynie wybranych, ważnych dla naszego państwa zagadnień. Sądzę, że do prac tego rodzaju jesteśmy niewątpliwie przygotowani.

Technika raketowa w swym progresywnym rozwoju wytycza nowe kierunki twórczej myśli ludzkiej nie tylko dlatego, iż

- 37 -

dąży do zrealizowania jednego z najwspanialszych pragnień człowieka - poznania i opanowania zarówno Ziemi jak i otaczającego ją wszechświata, lecz i dlatego, że jest ona obecnie równocześnie potężnym motorem postępu, potężnym motorem rozwoju nauki i techniki w wielu ważnych dziedzinach. Nie mamy zamiaru schodzić do rzędu krajów zacofanych, przeciwnie - chcemy organizować nasze życie na coraz wyższym poziomie nauki i techniki. Dlatego też z czynnego udziału w tym postępie nauki i techniki, jaki realizowany jest dzięki rozwojowi techniki raketowej, w żadnym przypadku nie możemy rezygnować.

- 36 -

Należycie względnie musi być także sprawa możliwości zapoznawania się z dorobkiem w zakresie techniki raketowej w innych krajach. Szczególnie duże znaczenie miałyby tu stałe kontakty z odpowiednimi pracownikami naukowymi państw obozu demokratycznego, w przypadku których to kontaktów faktycznie istnieją możliwości istotnie szerszej i kompletnej wymiany doświadczeń.

Bardzo ważnym czynnikiem, szczególnie w warunkach naszego kraju rozwijającego dopiero swoje uprzemysłowienie i podnoszącego poziom rodzimej techniki, jest wdrożenie do pracy naukowo-badawczej i konstrukcyjnej w zakresie techniki raketowej odpowiednio wykwalifikowanej i licznej kadry naukowej, która potrafiłaby we właściwy i w możliwie zupełny sposób wykorzystać przede wszystkim istniejące już w naszym kraju dość liczne odpowiednio wyposażone warsztaty pracy, a - w miarę potrzeby - dalej te warsztaty rozwijać lub ewentualnie istniejące uzupełniać nowymi.

Doskonalenie młodej kadry naukowej i inżynierskiej powinno odbywać się pod opieką pracowników nauki doświadczonych w samodzielnym prowadzeniu prac naukowych.

Rzecz oczywista, że ani obecnie, ani w jeszcze najbliższej przyszłości nie możemy myśleć o podejmowaniu u nas zamierzeń konstrukcyjnych z zakresu techniki raketowej tego rodzaju, jak na przykład budowa sztucznego satelity Ziemi. Prace na taką skalę mogą bowiem być realizowane jedynie przez największe państwa na świecie, gdyż wymagają użycia ogromnych środków, nakładów wyrażających się w miliardach rubli czy dolarów, pracy dziesiątków tysięcy, a nawet setek tysięcy ludzi, no i oczywiście odpowiednich terenów doświadczalnych, o które, w naszym położeniu geograficznym w środku gęsto zaludnionej Europy, dość trudno. Możemy jednak przecieć - i to należy wyraźnie podkreślić - myśleć o pracach konstrukcyjnych na mniejszą skalę; wreszcie o pewnych pracach fragmentarycznych lub o studiach dotyczących jedynie wybranych, ważnych dla naszego państwa zagadnień. Sądzę, że do prac tego rodzaju jesteśmy niewątpliwie przygotowani.

Technika raketowa w swym progresywnym rozwoju wytycza nowe kierunki twórczej myśli ludzkiej nie tylko dlatego, iż

- 37 -

dąży do zrealizowania jednego z najwspanialszych pragnień człowieka - poznania i opanowania zarówno Ziemi jak i otaczającego ją wszechświata, lecz i dlatego, że jest ona obecnie równocześnie potężnym motorem postępu, potężnym motorem rozwoju nauki i techniki w wielu ważnych dziedzinach. Nie mamy zamiaru schodzić do rzędu krajów zacofanych, przeciwnie - chcemy organizować nasze życie na coraz wyższym poziomie nauki i techniki. Dlatego też z czynnego udziału w tym postępie nauki i techniki, jaki realizowany jest dzięki rozwojowi techniki raketowej, w żadnym przypadku nie możemy rezygnować.

- 38 -

# O STANIE OBECNYM ASTRONAUTYKI

Prof. dr Kazimierz Zarankiewicz

/Katedra Mechaniki Teoretycznej Politechniki Warszawskiej,  
Pracownia Astronautyczna Inst.Podst.Probl.Techniki P.A.N./

Przez lot kosmiczny rozumiemy lot pojazdu (z ludźmi lub bez), który wystartuje z powierzchni Ziemi, wleci w przestrzeń kosmiczną, wyląduje na innej planecie lub ją okrąży i powróci na Ziemię. Lot kosmiczny leży na naturalnej linii rozwojowej techniki komunikacyjnej, gdyż jest bezpośrednim przedłużeniem lotów w atmosferze, jednakże będzie on oparty na całkiem różnej zasadzie - lot ten będzie ruchem bezwładnym punktu swobodnego poddanego (na przeważającej części trasy) jedynie działaniu sił grawitacyjnych. Jedynie start i wprowadzenie na odpowiednią orbitę jak również wyprowadzenie z niej i lądowanie będzie się odbywało za pomocą sił "odrzutowych". Wynika z tego, że koniecznym warunkiem takiego lotu jest nadanie pojazdowi olbrzymiej prędkości ruchu,

- 39 -

przewyższającej wartość tzw. pierwszej prędkości kosmicznej. Jest to prędkość pozioma, przy której ciało umieszczone na pewnej wysokości już nie spada na powierzchnię Ziemi, lecz zaczyna krążyć po newtonowskiej orbicie kołowej o środku leżącym w środku kuli ziemskiej. Dla osiągnięcia dowolnie daleko od Ziemi leżących punktów niezbędna jest tzw. druga prędkość kosmiczna (prędkość oderwania), która wynosi około 11,2 km/sek przy powierzchni Ziemi. Uzyskanie tych olbrzymich prędkości jest możliwe wyłącznie przez użycie silnika rakietowego.

Astronautyka, jako nauka o ruchu i budowie pojazdu zdolnego do lotu kosmicznego, przestała być abstrakcją; staje się niezmierznie aktualna, a znaczenie jej z dniem każdym wzrasta. Wiadąc z tego, że dojrzał czas, aby na terenie polskim zająć się sprawami astronautyki w sposób planowy i naukowy nie tylko dlatego, aby włączyć się w prace światowe, ale przede wszystkim dlatego, aby móc wyzyskać na terenie polskim osiągnięcia zagraniczne.

Dla realizacji lotu kosmicznego należy rozwiązać długi szereg bardzo złożonych zagadnień technicznych i teoretycznych, jak np. konstrukcja rakiety o zadawalającym stosunku masy początkowej do końcowej, budowa silnika rakietowego o odpowiedniej sile ciągu, wynalezienie najodpowiedniejszego paliwa, stworzenie automatycznej aparatury kierowniczej, przyrządów nawigacyjnych i wyposażenia telekomunikacyjnego. Poza tym specjalnego obliczenia wymaga tor ruchu pojazdu (orbita) w przestrzeni międzyplanetarnej. Niezależnie od tego konieczne jest zapewnienie załodze pojazdu warunków biologicznych dla życia, a więc regenerację powietrza w hermetycznie zamkniętej kabine rakietowej, utrzymanie stałej temperatury kabiny, zabezpieczenie przed ultrafioletowym promieniowaniem słońca, promieniami kosmicznymi i szkodliwym dla zdrowia promieniowaniem ewentualnych silników atomowych jak również przed możliwym spotkaniem z meteorami. Rozwiązanie wymienionych zagadnień wymaga długich i szczegółowych badań teoretycznych oraz prac doświadczalnych w wielu dziedzinach nauki i techniki. Astronautyka, ze względu na różnorodność problemów, łączy w sobie niemal wszystkie dziedziny nauki i techniki i tylko postawienie sprawy na bardzo szerokiej płaszczyźnie badań nauko-

- 42 -

Dla porównania dodam, że wydatki, jakie poniosła cała ludzkość na lotnictwo w ciągu 50 lat jego istnienia, są szacowane na 500 miliardów dolarów, koszty zaś drugiej wojny światowej, po obu stronach łącznie - na 4 200 miliardów dolarów. Program jest opracowany przy użyciu jedynie paliw chemicznych; ewentualne wprowadzanie paliw jądrowych może znacznie przyspieszyć wszelkie terminy.

Jeśli chodzi o budowę rakiet mogących osiągnąć możliwie największe prędkości, to mamy tutaj dwa ograniczenia: jedno - wynikające z tzw. stosunku mas, tj. stosunku masy startowej rakiet do masy końcowej (po wypaleniu paliwa), drugie wynikające z ograniczonej prędkości wypływu gazów spalinowych. Względny wytrzymałościowy konstrukcji nie pozwalają na budowę rakiet o stosunku mas większym od około 5 (tzn. 20% masy idzie na konstrukcję, 80% na paliwo). Nie ma nadziei na znaczne zwiększenie tego stosunku. Znanie obecnie paliwa chemiczne dają prędkość wypływu gazów spalinowych poniżej 3 km/sek i również nie ma nadziei na znaczne zwiększenie tej prędkości na drodze reakcji chemicznych. Z tych danych łatwo obliczyć ze wzoru Ciolkowskiego, że maksymalne prędkości osiągane przez obecnie budowane rakiet nie przekraczają 4 km/sek w chwili całkowitego wypalenia paliwa. Prędkość ta wynosi zaledwie połowę pierwszej prędkości kosmicznej (7,9 km/sek). Dwukrotnie większą prędkość końcową udaje się otrzymać dzięki zastosowaniu tzw. rakiet wielostopniowych; ponieważ jednak masa każdego następnego stopnia rakiety wielostopniowej musi być kilkanaście razy mniejsza od masy stopnia poprzedniego, więc stosunek masy startowej do masy końcowej ostatniego stopnia bardzo szybko rośnie, a na masę początkową otrzymuje się bardzo wielkie wartości. Ze względów konstrukcyjnych najkorzystniejsze jest budowanie rakiet co najwyżej trójstopniowych; tak np. według projektu "Vanguard", aby masie 11 kŁ nadać końcową prędkość około 8 km/sek, trzeba zbudować raketę trójstopniową o ciężarze startowym około 11 ton.

Sprawa posunęłaby się znacznie naprzód, gdyby udało się uzyskać paliwa znacznie bogatsze w energię, tj. dające znacznie większe prędkości wypływu gazów spalinowych. Można stwierdzić, że zagadnienie paliwa dostatecznie bogatego w energię

- 43 -

jest w astronautyce zagadnieniem kluczowym. Początkowo budowane rakiety miały paliwo stałe - proch strzelniczy; dawało to prostotę budowy komór spalinowych, ale rakiety uzyskiwały małą prędkość i miały mały zasięg. Istotnym krokiem naprzód okazało się zaproponowane jeszcze 50 lat temu, przez Ciolkowskiego, przejście na paliwa płynne.

Techniczną realizację tego pomysłu na dużą skalę wykonali Niemcy, którzy podczas II wojny światowej zbudowali dla celów militarnych szereg rakiet na paliwo płynne, z których typ A4, zwany inaczej V2, przedstawiał raketę o zasięgu ponad 300 km. Typ A10 miał być raketą transkontynentalną dwustopniową, za pomocą której miano z Europy bombardować Amerykę (projekt ten nie był zrealizowany). Konstrukcja rakiety V2 stanowi przełom w technice budowy rakiet; od niej rozpoczyna się szybki rozwój tej techniki. Miarą tego rozwoju jest niedawno oświadczenie jednego z konstruktorów V2, W. Brauna, że rakieta ta miała 60 000 błędów, a ponieważ ilość części sztywnych tej rakiety nie przekracza 20 000, więc każda jej część miała średnio 3 błędy. Istotnie, zasięgi obecnie budowanych rakiet przekraczają dziesiątki tysięcy kilometrów.

Można powiedzieć, że szczytowym osiągnięciem technicznym w chwili obecnej jest konstrukcja rakiety trzystopniowej, której człon ostatni w chwili wypalenia paliwa osiąga prędkość około 8 km/sek w próżni, na wysokości ponad 300 km. Ponieważ pozioma prędkość kosmiczna na tej wysokości wynosi 7,9 km/sek, więc wynik ten istotnie pozwala na odbycie lotu kosmicznego dalekiego, dla którego niezbędne jest przekroczenie prędkości 11,2 km/sek. Okazuje się jednak, że odbycie dalekiej podróży kosmicznej np. na Marsa będzie możliwe przy dzisiejszym stanie techniki pod warunkiem uruchomienia sztucznego księżycy. Autorem tego pomysłu był K. Ciolkowski, który zaproponował rozbić dalekiego lotu kosmicznego na dwa etapy: pierwszy etap to osiągnięcie z Ziemi z wczesną zbudowanego sztucznego satelity, krążącego na wysokości 1000-3000 km, na którym można by zmagazynować zapasy paliwa; etap drugi, to start ze sztucznego satelity po uzupełnieniu na nim zużytego paliwa. Ponieważ sztuczny satelita, krążący na wysokości 1-3 tysięcy kilometrów, sam mieć będzie

- 44 -

prędkość około 7 km/sek, więc startująca z niego rakietą (po uzupełnieniu paliwa), w kierunku jego ruchu, może uzyskać znów prędkość 8 km/sek w stosunku do satelity, czyli uzyskać prędkość 15 km/sek w stosunku do Ziemi; więc rakietą może uzyskać prędkość przekraczającą drugą prędkość kosmiczną, co pozwoli na odbycie dalekiej podróży.

Tak więc jednym z głównych celów budowy sztucznego księżycy jest użycie go jako stacji przestrzennej dla lądowania na niej rakiety "dalekobieżnej" w celu uzupełnienia zużytego paliwa.

Jednakże daleką podróż kosmiczną można odbyć jeszcze inaczej, bez konieczności budowy sztucznego księżycy większych rozmiarów. W tym wypadku należy zbudować wielką raketę, która przy pomocy paliwa zabranego z sobą, rozwijawszy prędkość około 8 km/sek, zostanie wprowadzona na orbitę kołową i stanie się sama sztucznym księżycem obiegającym Ziemię ruchem bezwładnym. Do tej rakiety będzie można "dosłać" z Ziemi, przy użyciu innych rakiet trójstopniowych, zbiorniki z paliwem, które zostaną wprowadzone na tę samą orbitę w pobliżu krążącej rakiety. Po "wychwyceniu" tego paliwa rakietą drogą pracy silników rakietowych może zwiększyć swą prędkość i przez to przekroczyć prędkość 11,2 km/sek. Oczywiście, wszystko to nastąpi przy założeniu precyzyjności kierowania ruchem nie tylko samej rakiety, ale i dosyłanych zbiorników z paliwem.

Budowa sztucznego księżycy większych rozmiarów okazuje się jednak niezmiernie pożądana i z wielu innych względów. Przede wszystkim mógłby on stać się wspólnym laboratorium fizycznym i obserwatorium astronomicznym, gdyż można by na nim dokonywać takich pomiarów, jakich nie można wykonać na powierzchni Ziemi wskutek obecności powietrza. Bardzo istotne tutaj są pomiary wszelkich promieniowań dochodzących do nas z Wszechświata. Atmosfera ziemską pochłania część tych promieniowań (i to nie wiadomo jaką), więc pomiary dokonywane na powierzchni Ziemi są obciążone błędami nieraz znacznymi. Nasze wiadomości dotyczące górnych warstw atmosfery są niekompletne, opierają się bowiem na pomiarach przyrządów wyniesionych na wielkie wysokości przez wielkie rakiety; otóż przyrządy te przebywają tam w ciągu tylko krótkiego czasu (kilkunastu lub kilkadziesiątu

- 45 -

minut), brak jest notowań tych przyrządów w ciągu dłuższego okresu czasu, co jest niezbędne dla pewnych celów.

O budowę sztucznego księżycy dopominają się meteorologowie. Obserwacje chmur i ruchów powietrza na dużych obszarach powierzchni Ziemi pozwoliłyby poznać lepiej przezroczystość całej powłoki obłoków - dawałoby to możliwość przepowiadania pogody na dłuższy okres czasu i zwiększyłoby pewność prognoz.

Sztuczny księżyc mógłby być również wykorzystany jako ekran dla odbijania krótkich fal radiowych, w szczególności fal telewizyjnych, co umożliwiłoby odbiór telewizji na wielkich obszarach powierzchni Ziemi oraz prowadzenia rozmów telefonicznych bez użycia kabli. Można zaprojektować jeszcze wiele innych zastosowań, jak do kartografii i geofizyki.

Budowę księżycy większych rozmiarów, który mógłby służyć za magazyn paliwa dla lądujących na nim rakiet, który byłby zamieszkały przez żywych ludzi i służył jednocześnie jako wspólnie laboratorium fizyczne i astronomiczne, można sobie wyobrazić w sposób następujący: będzie on stopniowo składany z mniejszych części, z których każda będzie wyrzucona osobną raketą z powierzchni Ziemi i z których każda, uzyskując odpowiednią prędkość, będzie wprowadzona na tę samą orbitę - będzie się stawała samodzielnym sztucznym księżycem (tzn. nie spadnie na Ziemię, a będzie krążyła bezwładnie dookoła niej). Te latające części tam w górę będą łączone podczas ich ruchu w jedną całość przez żywych robotników, zaopatrzonych w odpowiednie ubrania hermetycznie zamknięte. W ten sposób powstanie duża konstrukcja złożona z oddzielnych, przygotowanych na Ziemi części - podobnie jak powstaje nowoczesny gmach z elementów prefabrykowanych. Części te będą wysyłane z powierzchni Ziemi w ściśle obliczonych odstępach czasu i kierunkach tak, aby części później wysyłane pojawiały się w pobliżu już zmontowanej konstrukcji, krążącej z obrotową prędkością dookoła Ziemi. Na takim większym księżycu będą obszerne pomieszczenia dla ludzi ściśle zamknięte, wypełnione powietrzem pod normalnym ciśnieniem; wychodzenie na zewnątrz będzie się odbywało przez podwójne drzwi i tylko w specjalnych ubiorach, które też muszą być hermetycznie szczelne, aby powietrze w nich zawarte i umożliwiające normalne oddychanie człowieka nie uleciało w

- 46 -

przestrzeń otaczającą, która jest prawie pustką absolutną. Ubranie takie będzie miało na plecach umocowane zbiorniki ze zgęszczonym powietrzem i odpowiednie urządzenia zapewniające stopniowy napływ świeżego powietrza do oddychania oraz do usuwania powietrza zużytego, które wydziela organizm ludzki. Są już opracowane gotowe modele takich "kosmicznych" ubrań.

Wstępnym krokiem w tym kierunku jest budowa sztucznego satelity małych rozmiarów w celu zebrania doświadczenia w pracach, które będą wykonywane po raz pierwszy w dziejach ludzkości. W 1955 r. powstał przy Akademii Nauk ZSRR specjalny Komitet dla budowy sztucznego satelity Ziemi i przystąpiono do prac technicznych; do chwili uruchomienia sztucznego satelity Komitet nie będzie publikował sprawozdań z przebiegu prac. Z drugiej strony, w lipcu 1955 r. ogłoszono w Waszyngtonie, że Stany Zjednoczone jako swój wkład do Międzynarodowego Roku Geofizycznego (który obejmuje okres od 1.7.1957 r. do 31.12.1958 r.) zbudują i uruchomią jeden lub nawet kilka małych sztucznych satelitów. Według ogłoszonego tzw. projektu "Vanguard" przytoczymy tutaj kilka danych technicznych.

Satelita będzie kulą średnicy 55 cm z blachy magnezowej grubości 0,7 mm, częściowo połączanej; będzie ona zawierała przyrządy pomiarowe oraz mały nadajnik radiowy zasilany prądem z baterii chemicznej, mogącej działać wiele tygodni. Ciężar całkowity tej wyposażonej w urządzenia automatyczne kuli nie będzie przekraczał 11 kg. Wysyłane przez satelitę sygnały radiowe będą odbierane na powierzchni Ziemi i posłużą nie tylko do notowania wyników pomiarów, jakich automatycznie dokona satelita, ale posłużą jeszcze do dokładnego śledzenia jego ruchu po orbicie. W różnych punktach powierzchni Ziemi będzie zorganizowane 10 obserwatoriów dla dokładnego śledzenia ruchu satelity; poza tym zostało ogłoszone wezwanie do innych obserwatoriów i obserwatorów - amatorów o jak najliczniejsze czynienie obserwacji na własną rękę, gdyż duża liczba obserwacji wpłynie na zwiększenie dokładności pomiarów. Satelita będzie wyniesiony i skierowany na wybraną orbitę za pomocą rakiety trójstopniowej kształtu wydłużonego walca bez bocznych stateczników aerodynamicznych (a to w celu zmniejszenia ciężaru).

- 47 -

Wszystkie trzy człony rakiety połączone są ze sobą przez niewielkie wsunięcie jednej części w drugą i każdy człon ma swój własny silnik raketowy. Rakietę jest zdalnie sterowana za pomocą fal radiowych z Ziemi. Łączna długość rakiety wynosi 24 metry, a jej ciężar z napełnionymi paliwem zbiornikami wynosi 11 ton. Długość pierwszego człona rakiety wynosi 13 metrów, średnica przekroju poprzecznego 115 cm; zawiera on (podobnie jak i człon drugi) silnik raketowy, zbiorniki na paliwo, które jest mieszkanką specjalną gazoliny i nafty oraz na ciekły tlen jako utleniacz. Prócz tego zawiera zbiornik ze sprężonym helem, który jest potrzebny do wytworzenia ciśnienia w zbiornikach paliwowych w celu doprowadzenia go do komory spalania (hel, jako gaz chemicznie obojętny, nadaje się do tego celu najlepiej, gdyż gwarantuje bezpieczeństwo). Ponadto umieszczona jest w nim skomplikowana aparatura telemetryczna. Sterowanie odbywa się przez manewrowanie dyszą wylotową silnika za pomocą mechanizmów hydraulicznych, które działają pod wpływem sygnałów radiowych otrzymywanych z Ziemi. Rakietę startuje pionowo do góry z lotniska, na którym jest oparta trzema punktami, a następnie po osiągnięciu odpowiedniej wysokości kierunek jej prędkości odchyła się i staje się równoległy do powierzchni Ziemi. Przewiduje się, że koniec spalania paliwa w członie pierwszym nastąpi po 150 sekundach od chwili startu, a rakietę znajdzie się w tej chwili na wysokości 60 km i osiągnie prędkość około 1,8 km/sek. Wówczas oddzieli się automatycznie pierwszy człon i opada na Ziemię (jak się przewiduje, spadnie on do oceanu w odległości 400 km od miejsca startu). Natychmiast po odpadnięciu pierwszego człona rozpoczyna pracę silnik raketowy człona drugiego, który do chwili wypalenia swego paliwa wyniesie raketę na wysokość 210 km i nada jej prędkość około 4,9 km/sek. Długość drugiego człona rakiety wynosi 8 metrów, a średnica przekroju 90 cm; jako paliwo przewiduje się hydryzynę reagującą z kwasem azotowym, poza tym urządzenia są podobne do urządzeń człona pierwszego. Od chwili wypalenia się paliwa człona drugiego rakietę porusza się dalej ruchem bezwładnym (bez napędu) i osiąga wysokość 480 km. Na tej wysokości oddzieli się automatycznie człon drugi i opada oraz rozpoczyna pracę silnik trzeciego człona



- 48 -

pracujący na paliwie stałym doprowadzając prędkość do około 8 km/sek (tj. wystarczającą do tego, aby ciało nie spadło na powierzchnię Ziemi i zaczęło krążyć dookoła niej ruchem bezwładnym). W chwili wypalenia paliwa sam satelita oddziela się od trzeciego członu rakiety i rozpoczyna swój ruch bezwładny. Pozbawiony paliwa trzeci człon również zaczyna krążyć dookoła Ziemi, gdyż posiada wystarczającą do tego prędkość. Wyrzucenie kuli z jego kadłuba powoduje jednak małe zróżnicowanie prędkości i oba te ciała powoli rozchodzą się. Po pewnym czasie człon trzeci, wobec mniejszej prędkości, wejdzie w obszar gęstszego powietrza i spłonie wskutek tarcia o powietrze. Ten sam los czeka i właściwego satelitę, ale w późniejszym czasie. Nie przewiduje się, aby satelita krążył dookoła Ziemi po kole; możliwość sterowania nim sprawi, że będzie on krążył po elipsie, której jedno ognisko musi leżeć w środku Ziemi, punkt zaś elipsy najbliższej powierzchni Ziemi leżący (perigeum) będzie się znajdował w odległości około 2200 km. W ten sposób satelita będzie przebiegał warstwy atmosfery leżące między tymi wysokościami i dostarczy nam o nich wiadomości. Rakietę startować będzie z przylądka Ganaveral na Florydzie w kierunku na południo-wschód. Płaszczyzna orbity satelity będzie nachylona pod kątem 40° do płaszczyzny równika ziemskiego; wynika z tego, że satelita przelatując będzie tylko nad takimi punktami powierzchni Ziemi, których szerokość geograficzna nie przekracza 40°; w Warszawie, której szerokość geograficzna wynosi + 52° (ani w Polsce) satelita nie będzie widoczny. Satelita będzie widoczny na niebie jako gwiazda około 6 wielkości, a więc gołym okiem prawie niedostrzegalna, natomiast dobrze widoczna przez lornetkę polową. Odnaczać się będzie bardzo szybkim ruchem między gwiazdami, gdyż całe sklepienie niebieskie w danym miejscu obserwacji przebiega w ciągu 15 minut. Czas obiegu satelity dookoła Ziemi wyniesie 90 minut, tak że w ciągu jednej doby dokona on 16 obiegów Ziemi. Ponieważ na wysokości, na których satelita obiega kulę ziemską, znajdują się jeszcze ślady atmosfery, więc wskutek tarcia o powietrze będzie on zmniejszał stopniowo swą prędkość, a co za tym idzie w końcu spadnie na powierzchnię Ziemi albo raczej spali się zanim jej osiągnie; przewiduje się, że satelita utrzyma się na swej

- 49 -

orbicie od kilku tygodni do roku. W programie pomiarów, jakich można dokonać za pomocą sztucznego satelity, leży uzyskanie wszelkich danych dotyczących budowy, składu i warunków fizycznych górnych warstw atmosfery ziemskiej, dokładne zmierzenie (nieabsorbowanych przez atmosferę ziemską) wszelkich promieniowań słońca oraz promieniowań kosmicznych, zbadanie gęstości i rozmiarów kurzu meteorytowego oraz gęstości atomów wodoru w przestrzeni kosmicznej, uzyskanie danych dotyczących ziemskiego pola magnetycznego oraz rozkładu mas w kuli ziemskiej i inne. Program przewiduje wybudowanie 6 egzemplarzy opisanej rakiety, przy czym oczekuje się, że co najmniej dwa starty będą udane. Start pierwszej rakiety ma nastąpić 1.1.1958 r.

Istnieją już projekty koncepcyjne, a nawet wstępne, budowy sztucznego satelity większych rozmiarów. Na uwagę zasługuje projekt W. Brauna, znanego konstruktora wielkich rakiet, autora dość szczegółowo opracowanego projektu wyprawy na Marsa, w której ma wziąć udział 70 żywych ludzi. Projekt ten będzie można w wielu punktach ulepszyć, a przede wszystkim wprowadzić do niego pewne "oszczędności", ale sam pomysł jest ciekawy, a nawet rewelacyjny, gdyż wskazuje możliwość technicznej realizacji takiej wyprawy już dzisiaj, gdy rozporządzamy jedynie paliwami chemicznymi.

W. Braun proponuje zorganizowanie całej flotyli statków kosmicznych w liczbie 10, a to ze względów bezpieczeństwa, aby w razie awarii jednego pojazdu inne mogłyby udzielić mu pomocy. Właściwy start do podróży na Marsa odbędzie się nie z powierzchni Ziemi, lecz ze zmontowanego sztucznego satelity większych rozmiarów obiegającego Ziemię, a to dlatego, że sztuczny satelita sam posiada już znaczną prędkość, a mianowicie około 7 km/sek; rakietę startującą z niego, aby uzyskać prędkość oderwania (drugą prędkość kosmiczną) wynoszącą 11,2 km/sek potrzebuje zatem zwiększyć swą prędkość tylko o 4,2 km/sek, co jest przecież znacznie łatwiejsze niż uzyskanie prędkości 11,2 km/sek. Sztuczny satelita, służący jako miejsce startu rakiet marsjańskich, ma być uruchomiony na orbicie kołowej, której promień wynosić będzie 8110 kilometrów (tj. odległość od powierzchni

- 50 -

Ziemi 1730 km); będzie on się poruszał po tej orbicie z prędkością 7,07 km/sek, a czas jego obiegu dookoła Ziemi wyniesie 2 godz. Tę orbitę będziemy nazywali orbitą wyjścia. Pierwszy etap prac ekspedycyjnych będzie polegał na transporcie z powierzchni Ziemi wszelkich urządzeń, z których zostanie zmontowanych 10 pojazdów kosmicznych na sztuczny satelicie oraz dostarczenie tam paliwa niezbędnego do odbycia lotu na Marsa i z powrotem. Rakiety transportowe, służące do przewiezienia tych materiałów na sztuczny księżyc, będą trzystopniowe; dane techniczne są podane w poniższej tabelce:

| Rakieta transportowa                              | I stopień | II stopień | III stopień |
|---------------------------------------------------|-----------|------------|-------------|
| długość pojazdu 60 [m]                            | 29        | 14         | 15          |
| największa średnica 20 [m]                        | 20        | 20         | 9,8         |
| ciężar startowy [ton]                             | 6400      | 900        | 130         |
| " końcowy "                                       | 1600      | 200        | 78,5        |
| " paliwa "                                        | 4800      | 700        | 51,5        |
| wysokość oderwania się od pozostałych stopni [km] | 40        | 64         | 102         |
| prędkość w chwili oderwania się [km/sek]          | 2,35      | 6,42       | 8,26        |
| prędkość wypływu gazów z dyszy [km/sek]           | 2,25      | 2,8        | 2,80        |
| pozostawiony na orbicie ładunek użyteczny [ton]   | -         | -          | 25          |

Po wypaleniu paliwa rakietą I stopnia spadnie na Ziemię w odległości około 304 kilometrów od miejsca startu; rakietą II stopnia spadnie w odległości około 1 450 kilometrów od miejsca startu. Będą one zabezpieczone od rozbicia się i będą mogły być użyte wielokrotnie. Rakietę III stopnia będą zaopatrzone w skrzydła przeznaczone do lotu powrotnego na Ziemię.

Takich rakiet transportowych projekt przewiduje 46, przy czym lotów transportowych ma być 950, czas transportowania ładunków i urządzeń z powierzchni Ziemi na orbitę wyjściową około 8 miesięcy. Ponieważ na jeden lot rakietą transportową zużywa 5 551 ton paliwa, cała operacja pochłonie 5 320 000 ton paliwa (są to 443 tankowce po 12 000 ton każdy). Jako paliwo -

- 51

projekt przewiduje - hydrazynę ( $N_2H_2$ ), a jako utleniacz - kwas azotowy ( $HNO_3$ ). Obie substancje są ciekłe. Oszacowane są również koszty paliwa dla dokonania operacji transportu na orbitę wyjścia - mają one wynosić około 500 milionów dolarów, podczas gdy koszty paliwa na dokonanie podróży z orbity wyjścia na Marsa i z powrotem mają wynosić 35 milionów dolarów.

Gdy na orbicie wyjścia znajdą się wszystkie urządzenia i paliwo oraz 70 żywych ludzi jako załoga, zmontuje się tam 10 pojazdów kosmicznych i rozpoczną one start na samodzielną orbitę dookoła Słońca. Orbita ta będzie linią styczną do orbity Ziemi dookoła Słońca i po zatoczeniu olbrzymiego łuku będzie również styczna do orbity Marsa dookoła Słońca. Działanie silników rakietowych (a więc tracenie paliwa) jest niezbędne tylko do sterowania lub zmian prędkości rakiety; gdy rakietę znajdzie się na odpowiedniej orbicie mającej odpowiednią prędkość, można (a nawet trzeba) wyłączyć silniki rakietowe i dalszy lot odbywa się ruchem bezwładnym bez tracenia paliwa. Chwila startu musi być z góry specjalnie obliczona: chodzi o to, aby Mars znalazł się właśnie na swej orbicie w pobliżu tego punktu, w którym orbity pojazdów kosmicznych odpowiednio zblizają się do jego orbity i aby pojazdy również znalazły się w tym punkcie. Droga sterowania pojazdów i zmiany ich prędkości można osiągnąć to, że pojazdy wchodzą na orbitę kołową dookoła Marsa i zaczynają obiegać ruchem bezwładnym planetę Marsa - stając się jego sztucznymi satelitami. Projekt przewiduje, że pojazdy wejdą na orbitę kołową dookoła Marsa o promieniu 4 390 km, tj. położoną w odległości około 1200 kilometrów nad powierzchnię Marsa. Aby utrzymać się na tej orbicie, pojazdy muszą mieć prędkość 3,14 km/sek. Po doprowadzeniu prędkości pojazdów do tej wielkości drogą pracy silników rakietowych wyłączają się te silniki, a pojazdy zaczynają obiegać Marsa ruchem bezwładnym, a więc bez utraty paliwa. Pojazdy pozostają na tej orbicie aż do chwili powrotu na Ziemię, tj. dni 449. Obiegają one Marsa w czasie 2 godz 26 minut.

Od chwili ustabilizowania się flotyli pojazdów na tej kołowej orbicie dookoła Marsa rozpoczyna się nowy etap, a mianowicie za pomocą 3 specjalnych rakiet 50 ludzi ma dotrzeć na samą powierzchnię Marsa. Sprawa wylądowania na Marsie rakiet star-

- 52 -

tującej z kołowej orbity jego sztucznego księżycy jak również sprawa startu rakiety z powierzchni Marsa do lotu na orbitę jego sztucznego księżycy - są o wiele łatwiejsze niż to odbywa się na Ziemi, ponieważ Mars jest dużo mniejszy od Ziemi, a jego masa wynosi zaledwie 0,1 masy Ziemi. Z tego powodu siła ciężkości na Marsie jest mniejsza niż na Ziemi; przyspieszenie swobodnego spadania ciał na Marsie wynosi 0,38 takiegoż przyspieszenia na Ziemi (znaczy to, że ciało ważone na wadze sprężynowej bez użycia odważników i posiadające na Ziemi ciężar 100 kilogramów, wykazywałoby na Marsie ciężar tylko 38 kg). Druga prędkość kosmiczna (prędkość ucieczki) na Marsie wynosi 5,04 km/sek, podczas gdy na Ziemi wynosi 11,2 km/sek. Prędkość kołowa tuż przy powierzchni Marsa wynosi 3,56 km/sek, podczas gdy na Ziemi wynosi 7,9 km/sek. Całkowity ładunek, który ma dotrzeć do powierzchni Marsa wynosi 149 ton (ziemskich), ładunek zaś pozostawiony na marsjańskiej orbicie księżycowej - 600 ton (ziemskich). Czas pobytu tych 50 ludzi na powierzchni Marsa ma wynieść 400 dni, po czym za pomocą 2 rakiet ludzie ci wracają na marsjańską orbitę księżycową do swych 20 towarzyszy pozostawiając jedną rakietę na Marsie. Następnie pozostawiając 3 pojazdy na marsjańskiej orbicie księżycowej 7 pozostałych pojazdów, drogą zwiększenia prędkości i odpowiedniego sterowania, wydostaje się na orbitę, która jest linią styczną do orbity Marsa dookoła Słońca i po zątczeniu olbrzymiego łuku - ruchem bezwładnym, podejździe do orbity Ziemi dookoła Słońca, przy czym przez wybór odpowiedniego momentu startu można osiągnąć to, że w ten samą chwilę zarówno Ziemia jak i pojazdy znajdują się obok siebie. W tym momencie przez odpowiednie sterowanie i zmianę prędkości ruchu można osiągnąć to, że pojazdy wylądują na sztucznym księżycu obiegającym Ziemię po orbicie wyjściowej. Stąd już po uzupełnieniu paliwa jeden krok, aby dostać się na powierzchnię Ziemi. Całkowity czas trwania ekspedycji - 969 dni, czas przelotu z ziemskiej orbity wyjścia do księżycowej marsjańskiej - 260 dni; tyleż dni trwa podróż powrotna z orbity księżycowej marsjańskiej na ziemską orbitę wyjścia.

- 53 -

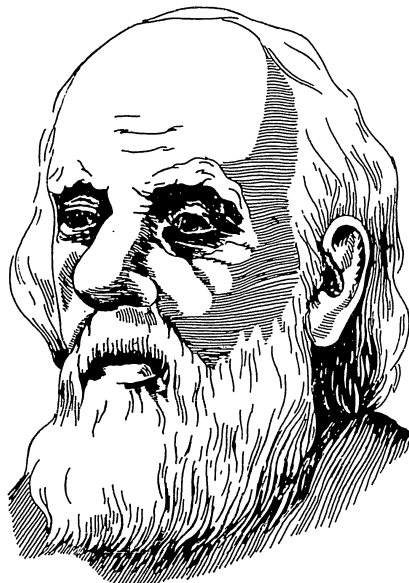
## STULECIE URODZIN KONSTANTEGO CIOŁKOWSKIEGO

Prof.dr Eugeniusz Olszewski  
(Katedra Historii Techniki Politechniki  
Warszawskiej)

"W wielu przypadkach mogę jedynie wróżyć lub przewidywać.  
Nie ludzę się bynajmniej i wiem doskonale, że nie tylko nie

rozwiązuję całości zagadnienia, lecz że trzeba będzie nad nim pracować jeszcze 1000 razy więcej niż ja pracowałem. Moim celem jest rozbudzić zainteresowania wskazując na przyszłe wielkie znaczenie problemu oraz na możliwość jego rozwiązania..."

Tak pisał Konstanty Ciołkowski w r.1903 w swej pierwszej opublikowanej pracy naukowej z zakresu astronau-



Rys. 1  
Konstanty Ciołkowski

- 54 -

tyki "Badanie przestrzeni świata przyrządami odrzutowymi".<sup>1</sup>

Gdy praca ta, pierwsza na świecie większa praca naukowa astronautyczna, ukazywała się w druku, autor jej, nauczyciel matematyki w Kałudze, miał za sobą 46 lat życia. Były to lata szczęśliwego dzieciństwa, trudnej i ciężkiej młodości poświęconej samouctwu oraz niemniej trudne lata wieku dojrzałego spędzone w pracy nauczycielskiej i nieco po amatorsku na własnymi siłami prowadzonych badaniach naukowych, głównie z dziedziny aerodynamiki.

Ciołkowski urodził się 17 września 1857 r. na zapadniej wsi Riazańskiej gubernii, gdzie ojciec jego, Edward, pełnił obowiązki leśniczego. Jak potwierdził sam Ciołkowski w liście skierowanym w 1931 r. do znakomitego astronoma krakowskiego, prof. T. Banachiewicza, ojciec jego był pochodzenia polskiego, lecz od wczesnej młodości przebywał w Rosji i tam ożenił się z Rosjanką.

Gdy Konstanty miał lat dziewięć, komplikacje po szkarlatynie pozbawiły go prawie całkowicie słuchu, a głuchota zmusiła do przerwania nauki szkolnej.

Jednakże wytrwałość i siła woli Ciołkowskiego potrafiła za triumfować nad głuchotą. Wieloletnie samotne ślęczenie nad książkami, naprzód w domu, a później w bibliotekach Moskwy, do której ojciec wysłał szesnastoletniego chłopca na naukę, pozwala Ciołkowskiemu nie tylko na zdanie eksternistycznego egzaminu nauczycielskiego, ale również na dobre opanowanie matematyki wyższej i nauk ścisłych. W roku 1879 zostaje Ciołkowski nauczycielem, naprzód w Borowsku, powiatowym miasteczku Kałuskiej gubernii, a w kilkanaście lat później - w Kałudze. W Kałudze pozostaje do końca życia wszystkie wolne od zajęć nauczycielskich chwile poświęcając pracy naukowej i pisarskiej. Umiera 19 września 1935 r. w pełni sławy i uznania, otoczony od lat kilkunastu opieką władz radzieckich.

Biografia osobista Ciołkowskiego jest bardzo skąpa. Niezwykle za to bogata jest jego biografia naukowa.

Już w roku 1881, a więc w wieku 24 lat, przesłał Ciołkowski pierwszą swą pracę naukową do Petersburskiego Towarzystwa Fi-

1. K. E. Ciołkowski: Sobrańie soczinienij, tom II. Moskwa (1954), s. 79.

- 55 -

Многор 1931 г.  
 Проф. Банашевичу  
 от Цюлковского  
 любительного  
 Математический  
 или отечественного  
 математического  
 но в настоящее время  
 мне не удалось в СССР  
 и тем самым на русский  
 благодарю за письмо  
 и Вашу статью  
 Дочери моего сына  
 Франсуа  
 С искренним пожеланием  
 К. Цюлковский

Р. С. В моем имени К. Цюлковский  
 СССР, Кауга, Брум, 79.

10 czerwca 1931 r.

Prof. Banachiewiczowi  
 od Ciołkowskiego  
 Wielce Szanowny  
 Tadeuszu Arturowiczu!

Ojciec mój rzeczywiście był Polakiem i katolikiem z Wołynia. Jednak od młodości przebywał w ZSRR, gdzie ożenił się z Rosjanką. Dziękuję bardzo za list i Wasz artykuł. Posyłam kilka moich broszur. Z głębokim pozdrowieniem

K. Ciołkowski

P. S. W imieniu moim nie popetniliście omyłki.  
 ZSRR, Kauga, Brut 79 (adres)

zyko-chemicznego. Praca dotyczyła kinetycznej teorii gazów i zawierała słuszne wnioski, do których autor doszedł samodzielnie, ale które znane już były nauce od ówczesnych. Potrafiono jednak ocenić wkład pracy autora i pismo napisane w imieniu Towarzystwa przez wielkiego chemika Mendelejewa zachęcało Ciołkowskiego do dalszej pracy. Niedługo potem, po nadesłaniu następnego opracowania, zostaje Ciołkowski wybrany na członka Towarzystwa.

W tym okresie ustalają się główne kierunki zainteresowań naukowych i technicznych Ciołkowskiego. Jeden z nich - to aerodynamika i lotnictwo, drugi - mechanika ruchu raketowego, technika rakietowa i astronautyka.

W czasopiśmie poświęconym technice rakietowej nie ma miejsca na bliższe omówienie prac Ciołkowskiego nad aerodynamiką, w trakcie których zbudował on własnymi siłami pierwszy w Rosji tunel aerodynamiczny.<sup>2</sup> Bardzo doniosły, a często niedoceniany wkład Ciołkowskiego do aerodynamiki nie jest przy tym jego głównym tytułem do sławy. Zdobył on ją przede wszystkim pracami nad raketami i nad astronautyką.

Technika rakietowa miała za sobą w końcu XIX wieku już długą i bogatą historię. Przez wiele setek lat znajdowały rakiety zastosowanie w pirotechnice i artylerii. Pierwszą historycznie pewną wzmiankę o raketach spotykamy w chińskim opisie obrony przed Mongołami oblężonego miasta Kai-fung-fu w r. 1232. Raketami zajmowało się później wielu wybitnych inżynierów, spośród których na wymienienie zasługują przede wszystkim Kazimierz Siemienowicz, autor wydanej w 1650 r. pracy o artylerii<sup>3</sup> oraz angielski pułkownik, William Congreve, działający w początkach XIX wieku.

2. Prace Ciołkowskiego nad aerodynamiką omówione są szerzej w artykule ogłaszającym w nr 4/57 "Kwartalnika Historii Nauki i Techniki", a będącym nieco rozszerzoną wersją niniejszej pracy.

3. Por. artykuł Mieczysława Subotowicza: "Kazimierz Siemienowicz i jego wkład do nauki o raketach" w nr 3/57 "Kwartalnika Historii Nauki i Techniki".

Niemal równie dawną historię mają pomysły zastosowania rakiet do podróży powietrznych. Chińska legenda mówi, że około r. 1500 niejaki Wan-Hoo poniósł śmierć dawszy się wystrzelić na siedzeniu uwiązany do 47 rakiet prochowych.<sup>4</sup> W wieku XIX projekty statków powietrznych poruszanych odrzutowo były dość liczne. Szkicował takie samoloty tak wybitny wynalazca jak Werner von Siemens. Konkretny projekt opracował w więzieniu petersburskim Mikołaj Kibalczyc, stracony wkrótce potem za udział w zamachu na Aleksandra II.

Dopiero jednak przy końcu XIX wieku zrodził się pomysł zastosowania silnika rakietowego do lotów kosmicznych i dopiero na przełomie wieków XIX i XX powstała mechanika ruchu rakietowego.

W obu dziedzinach wkład Konstantego Ciołkowskiego był decydujący. Nie od niego jednak pochodzi pierwszy projekt statku kosmicznego o napędzie rakietowym. Autorem tego projektu<sup>5</sup> był wynalazca niemiecki, Herman Ganswindt.

W odczycie wygłoszonym w Berlinie w 1891 r. omówił on projektowany przez siebie statek kosmiczny. W komorze spalania tego statku miały następować eksplozje dynamitu wyrzucające na zewnątrz ciężkie stalowe pociski. Wyrzut pocisków wywoływał ruch rakiety. Silnik Ganswindta mógł więc pracować w próżni kosmicznej. Pomysł Ganswindta, który znalazł pewien rozgłos w prasie niemieckiej i austriackiej,<sup>7</sup> nie był podbudowany żadnymi obliczeniami. Poza zasadą wykorzystania odrzutu do poruszania się w próżni nic z tego pomysłu nie weszło do współczesnych rakiet i współczesnych projektów podróży kosmicznych.

4. Por. Willy Ley: *Rockets, Missiles and Space Travel*. New York (1951), s. 84.

5. Już jednak w r. 1865 w powieści "Podróż na Venus" wydanej w Paryżu Achille Eyraud opisywał lot kosmiczny na statku poruszonym silnikiem rakietowym, całkowicie zresztą błędnym w pomysłach.

6. Życiorys Ganswindta podaje W. Ley w cytowanej pracy (s. 91-100).

7. Warto wspomnieć, że z krytyką pomysłu Ganswindta wystąpił w niemieckim czasopiśmie "Die Zeit" w r. 1900 profesor Politechniki Lwowskiej, Roman Gostkowski. Artykuł jego stał się pierwszym lub jedną z pierwszych wypowiedzi naukowców na tematy astronautyczne oraz pierwszą chyba pozycją polską w literaturze astronautycznej.

- 58 -

Do położenia trwałych podstaw pod astronautykę niezbędni byli ludzie łączący w sobie zdolność do wzlotów fantazji z głębokim przygotowaniem naukowym i ze zdolnością do żmudnej i wytężonej pracy. Pierwszym z tych ludzi był Ciołkowski.

Myśl o lotach kosmicznych nurtowała go od wczesnej młodości. Już w czasie pobytu w Moskwie zdawało mu się, że wpadł na pomysł wykorzystania siły odśrodkowej Ziemi do oderwania się od jej powierzchni. Stwierdzenie nierealności tego pomysłu było dla niego wielkim rozczarowaniem. Pierwsze notatki dotyczące ruchu w swobodnej (bezgrawitacyjnej) przestrzeni noszą datę 1878 r. - autor miał wówczas 20 lat. Z r. 1883 pochodzi większa niedokończona praca "Przestrzeń swobodna", zachowana w rękopisie.<sup>8</sup>

Ciołkowski zajmuje się tu prawami ruchu w przestrzeni bezgrawitacyjnej, zachowaniem się niektórych przyrządów fizycznych w takiej przestrzeni oraz warunkami egzystencji w niej roślin i zwierząt.

W pracy tej daje też Ciołkowski opis zasady ruchu rakiety w przestrzeni bezgrawitacyjnej: "Załóżmy, że mamy beczkę wypełnioną silnie sprężonym gazem. Jeśli otworzyć jeden z krańców beczki, to gaz ciągną strugą zacznie wylatywać z beczki, przy czym sprężystość gazu odrzucająca jego cząsteczki w przestrzeń będzie także w sposób ciągły odrzucać i beczkę. Rezultatem będzie ciągła zmiana ruchu beczki".<sup>9</sup>

Ciołkowski nie uważał jednak w tym czasie jeszcze rakiet za środek wzlotu w przestrzeń kosmiczną i może, nie widząc sposobów realizacji swych marzeń, zarzucił prace w tym kierunku.

Do zagadnień astronautyki wrócił Ciołkowski dopiero po kilkunastu latach poświęconych przede wszystkim problemom aerodynamiki i lotnictwa. Z roku 1893 pochodzi fantastyczne opowiadanie Ciołkowskiego "Na księżycu", a od r. 1896 nabrawszy przekonania o znaczeniu rakiet dla astronautyki rozpoczyna on systematyczną pracę nad mechaniką ruchu rakietowego oraz nad zastosowaniem rakiet do podróży kosmicznych.

8. Praca została wydrukowana dopiero w cytowanym wydaniu pism zebranych Ciołkowskiego, tom II, s. 25-68.

9. Tamże, s. 52.

- 59 -

Rezultatem jest wspomniana na wstępie praca "Badanie przestrzeni świata przyrządami odrzutowymi". Opublikowanie tej pracy w r. 1903 oznacza narodzenie się astronautyki jako dziedziny techniki i jako dyscypliny naukowej.

Przez następne 32 lata życia Ciołkowski pracuje nieprzerwanie nad problemami astronautyki. Regularnie pojawiają się przez te lata jego prace naukowe z tej dziedziny, prace popularyzacyjne i opowiadania fantastyczne. Fantazja jest zresztą nieodłączną towarzyszką Ciołkowskiego. We wszystkich niemal jego pracach naukowych obok ścisłej analizy matematycznej spotkać można śmiałe rzuty myśli sięgające aż w daleką przyszłość, gdy ludzkość posiadać będzie możliwość podróży po wszechświecie.

Ciołkowski wie jednak, że droga realizacji tej fantazji prowadzi przez ogromną pracę naukową i techniczną, zdając sobie sprawę, że przypaść mu w udziale jedynie położenie podwalin pod tę pracę.

Ciołkowski widział przy tym złożoność i wielokierunkowość problematyki astronautycznej i dlatego zainteresowania jego szły równolegle w kilku kierunkach: tak teoretyczno-naukowych jak i technicznych. Widział on więc konieczność zarówno stworzenia teoretycznych podstaw ruchu rakietowego jak rozwiązania niezwykle trudnych konstrukcyjnych i technologicznych zagadnień budowy rakiet kosmicznych, jak wreszcie konieczność zbadania warunków życia człowieka w przestrzeni kosmicznej.

Już w swej pracy z roku 1903 wyprowadza Ciołkowski podstawowe równania ruchu rakietowego. Nauka rosyjska zajmowała się w końcu ubiegłego wieku zagadnieniami ruchu ciał o zmiennej masie, a w r. 1897 ukazała się podstawowa w tym zakresie praca I. M. Mieszczerzkiego "Dynamika punktu o zmiennej masie". Dopiero jednak Ciołkowski ustalił równania ruchu rakiet wylatującej z powierzchni Ziemi lub innego ciała niebieskiego w przestrzeni kosmicznej.

W analizie zagadnienia stosuje Ciołkowski metodę kolejnych przybliżeń. Rozpoczyna od równań ruchu rakiet w przestrzeni bezgrawitacyjnej, uwzględnia następnie wpływ sił ciężkości, wreszcie wprowadza do rozważań siły oporu powietrza. Wysuwa przy tym Ciołkowski ogólnie dziś stosowaną hipotezę, że względ-

- 60 -

na prędkość wyrzutu gazów spalinowych z rakiety jest wielkością stałą.

Dla przestrzeni bezgrawitacyjnej wyprowadza Ciołkowski na tej podstawie znany wzór

$$v = c \lg \frac{m_0}{m},$$

gdzie  $v$  oznacza prędkość rakiety w pewnej chwili,  $c$  - prędkość względną wyrzutu gazów spalinowych,  $m_0$  - masę startową rakiety, a więc jej masę łącznie z zapasem paliwa,  $m$  - masę rakiety w danej chwili, a więc po osiągnięciu prędkości  $v$ .

Ze wzoru tego wynika - jak wiadomo - że maksymalna prędkość, jaką uzyskuje raketa, może być zwiększona przede wszystkim przez zwiększenie prędkości wyrzutu gazów. Znacznie wolniej wzrasta prędkość rakiety przy powiększaniu zapasów paliwa, a więc zmniejszaniu stosunku masy użytkowej i konstrukcyjnej rakiety do masy paliwa.

Maksymalna prędkość rakiety jest decydującą jej charakterystyką z punktu widzenia lotów kosmicznych. Dla pokonania bowiem sił ciężkości i oddalenia się dowolnie daleko od Ziemi konieczne jest osiągnięcie przez raketę pewnej prędkości granicznej. Ta prędkość ucieczki wynosi dla Ziemi - jak to obliczył Ciołkowski - 11 170 m/sek.

Ciołkowski stwierdza dalej, że wpływ oporu powietrza nie ma zasadniczego znaczenia dla dokładności wyników obliczeń na podstawie wzorów wyprowadzonych w założeniu braku tego oporu. Wynika stąd wniosek, że wystrzał rakiety kosmicznej może nastąpić nie tylko w kierunku pionowym lecz także pod kątem do powierzchni Ziemi. Ciołkowski uważa tego rodzaju start rakiety za wygodny i wyprowadza równania również takiego jej ruchu.

Wiedząc o znaczeniu prędkości wyrzutu gazów spalinowych dla realizacji lotu kosmicznego wiele uwagi poświęca Ciołkowski wyborowi właściwego paliwa. Zagadnieniu temu poświęca on na rok przed śmiercią, w 1934 r. specjalny artykuł.<sup>10</sup> Rozpatrując różne rodzaje paliwa, wskazuje on na zalety paliw płynnych, choć nie wyklucza zastosowania skroplonych gazów oraz proszków.

10. "Osiągnięcie stratosfery. Paliwo rakiety", s. 368-376.

- 61 -

Ciołkowski nie ogranicza się jednak do badania możliwości dostępnych współczesnej mu nauce i technice. Myśl jego raz po raz wylatuje w dziedzinę naukowej fantazji, której zadziwiająco słuszny kierunek dopiero dziś możemy ocenić albo zrobimy to dopiero jutro. Tak więc w paragrafie charakterystycznie zatytułowanym "Marzenia" pochodzącej z roku 1911 pracy wymienia on prędkości osiągane przez produkty rozpadu radu i pisze dalej:

"Dlatego też, jeżeli by można było dostatecznie przyspieszyć rozpad radu lub innych ciał promieniotwórczych - a takimi są zapewne wszystkie ciała - to zastosowanie jego mogłoby dać ... taką prędkość rakiety, przy której osiągnięcie najbliższego słońca (gwiazdy) skróci się do 10 - 40 lat. Wtedy, aby rakietą zerwała wszystkie więzy z systemem słonecznym, wystarczyłoby szczypty radu".<sup>11</sup>

W innej pracy (z 1924 r.) wskazuje Ciołkowski na możliwość - traktowaną zresztą przez niego bardzo hipotetycznie - przekazywania statkowi kosmicznemu energii z Ziemi w postaci wiązki promieniowania elektromagnetycznego, którego ciśnienie ma nadawać statkowi przyspieszenie.<sup>12</sup>

Bardziej realnym i zrealizowanym był inny pomysł Ciołkowskiego, powtórzony zresztą za nieznaną mu z pewnością pracą Siemienowicza sprzed trzystu lat.<sup>13</sup> Nie sądząc mianowicie, by znane rodzaje paliwa mogły w zwykły sposób doprowadzić do realizacji lotu kosmicznego, wysuwa Ciołkowski w r.1919 projekt budowy raket wielostopniowych.

W tym samym fantastycznym opowiadaniu "Poza Ziemią"<sup>14</sup> znajduje się również pomysł budowy sztucznych satelitów.

Praktyczne znaczenie miało też wiele konstrukcyjnych pomysłów Ciołkowskiego, jak choćby wprowadzenie stateczników do dyszy rakiety, co zostało zastosowane później przez von Brauna

11. Tamże, s. 136.

12. Tamże, s. 158-9.

13. Por. cytowany artykuł M.Subotowicza.

14. Wydane w Kałudze w r.1920. Spis rozdziałów opowiadania, pozwalający na zorientowanie się w jego treści, znajduje się w cytowanym wydaniu pism zebranych Ciołkowskiego, tom II, s. 445-6.

- 62 -

w niemieckiej rakiecie V2 w postaci skrzydełek wykonanych z grafitu.<sup>15</sup>

Ciołkowski bowiem jest świetnym przykładem łączenia badań o charakterze teoretycznym z wynalazczością konstrukcyjną. W roku 1926 tak pisał:

"Na początku iść muszą: myśl, fantazja, bajka. Za nimi kroczy naukowe obliczenie. A w końcu realizacja wieńczy myśl. Moje prace o podróżach kosmicznych dotyczą środkowej fazy twórczości. Lepiej niż ktokolwiek zdaję sobie sprawę z przepaści, dzielącej ideę od jej realizacji, gdyż w ciągu mego życia nie tylko myślałem i obliczałem, lecz i wykonywałem pracując także rękami".<sup>16</sup>

Takiego związku z praktyką, z doświadczeniem, zabrakło Ciołkowskiemu w zakresie badań nad warunkami biologicznymi lotów kosmicznych. Z tego względu te rozdziały jego prac, które poświęcone są wpływowi zaniku grawitacji, wpływowi wielkich przyspieszeń itp. noszą charakter dość powierzchowny. I one jednak mają znaczenie dla historii i astronautyki, wiele bowiem zagadnień z tej dziedziny zostało ustanowione po raz pierwszy właśnie przez Ciołkowskiego.

Właściwy Ciołkowskiemu bieg myśli dobrze charakteryzuje opracowany przez niego kilkakrotnie plan prac i badań astronautycznych. W artykule z r.1926 plan ten zawiera 16 punktów.<sup>17</sup> Pierwsze punkty były do wykonania w ciągu niewielu lat i przez ostatnie lat trzydzieści zostały już zrealizowane. Chodziło tu o budowę samolotu raketowego oraz o zastosowanie go do coraz większych wysokości. Dalsze punkty pozostają do realizacji - budowa sztucznych satelitów, które zmieniać się mają stopniowo w spore osiedla. Ostatnie natomiast punkty sięgają w coraz to dalszą przestrzeń i coraz to dalszą przyszłość - wykorzystanie energii słonecznej dla poruszania się po całym systemie słonecznym, tworzenie kolonii na planetoidach i rozwijanie tam przemysłu, wyjście poza system słoneczny. Punkt zaś 16 brzmi: "Rozpoczyna się gaśnięcie Słońca. Pozostała w słonecznym systemie ludność przenosi

15. Por. cytowana praca W. Leya, s. 193-4.

16. Cytowane wydanie pism Ciołkowskiego, tom II, s. 180.

17. Tamże, s. 258-260.

- 63 -

się ku innym słońcom, do braci, którzy wyemigrowali tam wcześniej".

Jak charakterystyczne dla Ciołkowskiego jest to przerzucanie się od ścisłych technicznych rozważań do fantazji naukowej! Jak paradoksalnie dodatnio wpłynęło na te rzuty myślowe samouctwo Ciołkowskiego, jego brak rutyny nie tyle może naukowej ile profesorskiej! Chyba u innego genialnego samouka można szukać analogii do tego łączenia realizmu z fantazją - u Leonarda da Vinci.

Przez długie lata prace i pomysły Ciołkowskiego były znane bardzo jedynie nielicznemu gronu rosyjskich miłośników lotnictwa. Dopiero tuż przed pierwszą wojną światową, w dużym stopniu dzięki wysiłkom znanego popularyzatora nauki, J.I. Perelmana, nazwisko Ciołkowskiego i jego pomysły stały się dość głośne w Rosji. Prace nauczyciela z Kaługi nie były jednak dostępne zagranicznym badaczom nie znającym języka rosyjskiego. Wojna, a potem pierwsze lata po rewolucji tym bardziej nie sprzyjały rozpowszechnieniu prac Ciołkowskiego.

Tymczasem zagadnienia zaczęło opracowywać kilku badaczy i wynalazców z różnych krajów. We Francji problemami tymi zajmował się od 1913 r. Robert Esnault-Pelterie, w Stanach Zjednoczonych w r.1912 wielką wieloletnią pracę nad napędem raketowym podejmuje Robert Goddard, wreszcie w r.1923 ukazuje się w Monachium broszura "Rakieta w przestrzeni międzyplanetarnej" Hermanna Obertha, którego późniejsze badania i wysiłki przyczyniły się w walny sposób do realizacji idei napędu raketowego.

Nikt z tych badaczy w pracach swych nie wspominał początkowo nazwiska Ciołkowskiego, choć wiele osiągniętych przez nich wyników znane było już wiele lat przedtem rosyjskiemu badaczowi i przez niego były publikowane. Trudno chyba posądzać wszystkich tych badaczy o plagiat. Przypuszczać można, że przydarzyło im się to samo, co Ciołkowskiemu w pierwszych latach jego pracy naukowej - samodzielne dojście do rezultatów znanych już poprzednio.

Nieporozumienie - jeżeli to istotnie było nieporozumienie - wyjaśnione zostało w r.1924, gdy praca Ciołkowskiego z r.1903 wydana powtórnie z przedmową w języku niemieckim, w której udowodniony został priorytet Ciołkowskiego odnośnie wielu pro-



- 64 -

blemów astronautyki. W latach następnych podstawowe prace Ciołkowskiego zostały przetłumaczone na język niemiecki.

Dziś nazwisko Ciołkowskiego znajduje się we wszystkich niemal pracach z zakresu astronautyki na poczesnym miejscu założyciela fundamentów pod ten dział nauki i techniki.<sup>18</sup>

W r. 1929 Oberth tak pisał w liście do Ciołkowskiego dziękując mu za przesłane materiały: "Jestem oczywiście ostatnim, który by zaprzeczał Pańskiemu priorytetowi i Pańskim zasługom w zakresie rakiet i żałuję tylko, że dowiedziałem się o Panu dopiero w 1925 roku. Byłbym z pewnością doszedł w moich pracach znacznie dalej i zaoszczędziłbym wiele daremnej roboty, gdybym znał Pańskie doskonałe prace". A w innym liście Oberth pisał: "Pan zapalił ogień, a my nie damy mu zgasnąć, aby spełniło się wielkie marzenie ludzkości".

Te słowa aktualne są i dla dzisiejszych pracowników astronautyki.

18. Por. np. cytowaną książkę W. Leya, oraz książki: Heinz Gartmann: Träumer - Forscher - Konstrukteure. Düsseldorf (1954); Gerhard Lam: Die Welt wird grösser. Lehr Schwarzwald (1956). Nie wspomina natomiast o Ciołkowskim Kenneth W. Satland w książce "Development of the Suided Missile" (London 1954) podając lata dwudzieste bieżącego wieku jako okres stworzenia teoretycznych podstaw lotów kosmicznych.

- 65 -

## SILNIKI RAKIETOWE WODNO-PAROWE

Mgr inż. Jacek Walczewski

/Polskie Towarzystwo Astronautyczne/

### 1. Miejsce silnika wodno-parowego w grupie silników raketowych

Jak wiadomo, siła ciągu silnika raketowego uzyskiwana jest w wyniku wyrzucenia z silnika substancji o pewnej masie z pewną prędkością. W działaniu silnika grają więc rolę zasadniczo dwa czynniki: masa odrzutowa oraz energia, której wyzwoleń powoduje nadanie odpowiedniej prędkości masie odrzuconej.

W klasycznych rozwiązaniach silników raketowych substancja, będąca nośnikiem energii, jest zarazem nośnikiem masy odrzuconej: masa odrzucana jest produktem spalania lub rozkładu propergoli. Silniki te można nazwać silnikami o działaniu bezpośrednim, gdyż energia reakcji chemicznej jest przekazywana bezpośrednio ciału reagującemu.

Możliwe jest jednak także inne rozwiązanie, które można nazwać silnikiem o działaniu pośrednim. W tym wypadku zachodzi oddzielenie nośnika energii od nośnika masy odrzutowej. O takim rozwiązaniu mówi się najczęściej w związku z wykorzystaniem energii jądrowej w silnikach raketowych. Jednakże i przy wykorzystaniu energii chemicznej może się w pewnych wypadkach okazać korzystne oddzielenie nośnika tej energii od substancji, stanowiącej masę bierną.

Są do pomyślenia rozmaite warianty silników raketowych o działaniu pośrednim i, być może, niektóre z nich znajdą zastosowanie praktyczne w przyszłości. System napędu pośredniego ma tę zaletę, że rozszerza niepomniernie zakres możliwych do wykorzystania paliw dając możliwość zastosowania w technice raketowej paliw takich np. jak węgle wszelkiego rodzaju. Również energia elektryczna może zostać wyzyskana w tym systemie.

- 66 -

Jako masa bierna również wykorzystane być mogą substancje łatwo dostępne.

Zarysowują się więc od razu podstawowe zalety silników o działaniu pośrednim: niskie stosunkowo koszty materiałów pędnych, możliwość użycia materiałów ogólnie dostępnych. Nie trudno przewidzieć, że zalety te, ważne z punktu widzenia ekonomii, okupione być muszą pewnymi cechami niekorzystnymi wspomnianych silników. Silniki te kwalifikować się będą zatem do użycia tam, gdzie nie są wymagane maksymalnie wydokonalone charakterystyki, a gdzie chodzi o masowe i częste użycie, wysuwające na plan pierwszy względy ekonomii.

Jeden typ silnika o działaniu pośrednim zwraca obecnie na siebie szczególną uwagę i bliski jest wyjścia ze stadium eksperymentalnego: jest to silnik raketowy wodno-parowy.

Znajdują w nim swój wyraz wymienione wyżej cechy charakterystyczne silników o działaniu pośrednim:

- jako paliwo mogą być użyte wszelkie paliwa kotłowe, może być także użyta do ogrzewania energia elektryczna;
- jako masa odrzutowa służy woda.

Równocześnie jednak zakres zastosowania silnika jest wyraźnie ograniczony, ciężar zaś silnika, przeniesiony do jednostki impulsu, kształtuje się mniej korzystnie niż przy silnikach o działaniu bezpośrednim.

### 3. Działanie i charakterystyki silnika wodno-parowego

Na podstawie interesujących nas danych można wymienić następujące prace w zakresie silników wodno-parowych:

Prace w zakresie silników wodno-parowych w okresie początku II wojny. Zrobione próby z silnikiem z r. 1939 i wysunięta hipoteza, że silnik wodno-parowy może być odpowiedni do zastosowania w rakiecie.

Prace w zakresie silników wodno-parowych były obiektem zainteresowania niemieckich naukowców, którzy w tym czasie prowadzili badania nad silnikami wodno-parowymi. W tym czasie silnik wodno-parowy był używany do napędzania rakiet na Politechnice w Berlinie.

Prace w zakresie silników wodno-parowych były obiektem zainteresowania niemieckich naukowców, którzy w tym czasie prowadzili badania nad silnikami wodno-parowymi. W tym czasie silnik wodno-parowy był używany do napędzania rakiet na Politechnice w Berlinie.

- 67 -

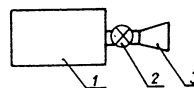
wodno-parową uzupełniając przy tym teorię termodynamiczną silnika.

Od r. 1955 badania silników wodno-parowych należą do programu prac Instytutu Badawczego Fizyki Napędów Odrzutowych w Stuttgarcie. Wykonuje się tam doświadczenia na stanowisku próbnym. W r. 1957 przeprowadzone być mogą szczegółowe badania procesu opóźnionego ustalania stanu równowagi termodynamicznej w silniku; planuje się również wykonanie dokumentacji prototypu urządzenia użytkowego. Pracami kieruje doc. Michels.

Problemami termodynamicznymi zajmuje się również inż. Bednarczyk z Politechniki w Wiedniu.

### 3. Działanie i charakterystyki silnika raketowego wodno-parowego

Schemat silnika przedstawia rys. 1. Budowę charakteryzuje prostota. Zbiornik ciśnieniowy 1 połączony jest z dyszą 3, przy czym na przewodzie łączącym znajduje się zawór 2. Przygotowanie silnika do działania polega na napełnianiu zbiornika wodą gorącą pod ciśnieniem. Może to być dokonane albo przez wprowadzenie z zewnątrz wody, mającej już potrzebną temperaturę i ciśnienie, albo przez podgrzanie wody wprost w zbiorniku aż do osiągnięcia żądanych parametrów.



Rys. 1

Silnik gotowy do działania ma zawór zamknięty, zbiornik wypełniony wodą, nad której zwierciadłem pozostawiono niewielką przestrzeń parową. Stosowane ciśnienia wynoszą 50-130 ata, temperatury - odpowiednio dla ciśnienia temperatury pary nasyconej (260-330°C).

Działanie silnika rozpoczyna się z chwilą otwarcia zaworu. Woda wypływa przez dyszę, przy czym, w związku ze spadkiem ciśnienia, zachodzi w dyszy odparowywanie, tak że przez przekrój końcowy wyrzucana jest mieszanina wody i pary. Równo-

- 68 -

cześniej powiększająca się przestrzeń parowa w zbiorniku wypełnia się parą.

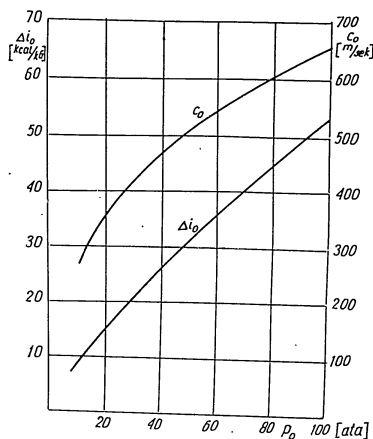
Podczas wypływu ciśnienie w zbiorniku spada, a wraz z nim prędkość wypływu i siła ciągu. Proces trwa aż do zrównania się ciśnienia w zbiorniku z ciśnieniem otoczenia albo do zamknięcia zaworu.

Ze względu na szybkość przebiegu procesu w strumieniu wypływającym przez dyszę nie ustala się równowaga termodynamiczna.

Proces roboczy silnika wodno-parowego jest trudny do ujęcia teoretycznego ze względu na swój nieustalony charakter -

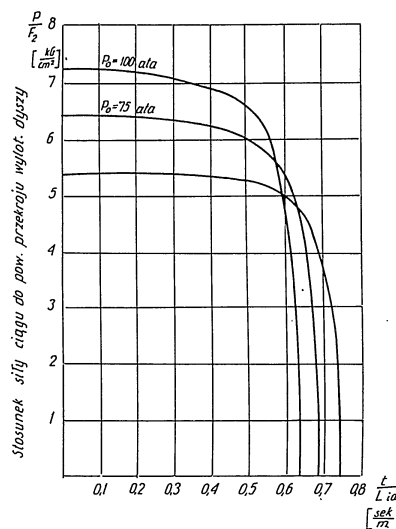
wszystkie parametry termodynamiczne są zmienne w czasie. Przybliżone ujęcia teoretyczne opierają się na założeniu izentropowości wypływu oraz równowagi termodynamicznej podczas wypływu. Zwłaszcza drugie założenie prowadzi do znaczącego błędu.

Jeśli ciśnienie początkowe w zbiorniku wynosi  $P_0$  a rozprężanie zachodzi do ciśnienia atmosferycznego  $P_a$ , wówczas stojący do dyspozycji spadek entalpii może być znaleziony z wykresu 1-s i wynosi  $\Delta i_0$ , prędkość zaś wypływu dla pierwszej chwili po otwarciu zaworu wynosi  $c_0 = 91,5 \sqrt{\Delta i_0}$ . Dalszy przebieg pozostaje pod wpływem



Rys. 2. Teoretyczny spadek entalpii i teoretyczna prędkość wypływu w zależności od ciśnienia początkowego.

- 69 -



Rys. 3. Stosunek czasu do długości idealnej.

który to wykres przytaczam za Koellem (rys. 3). Dzięki odpowiedniemu doborowi podziałek wykres został uniezależniony od wielkości silnika; mianowicie siłę ciągu odniesiono do powierzchni przekroju wylotowego dyszy, czas zaś do tzw. długości idealnej silnika określonej następująco:

$$L_{id} = \frac{V}{F_2} \quad [m],$$

gdzie  $V$  - objętość zbiornika,  $F_2$  - powierzchnia przekroju wylotowego dyszy.

Całkowanie przedstawione na wykresie zależności pozwala znaleźć impuls, odniesiony do jednostki objętości zbiornika:

spadku ciśnienia oraz zmian ciężaru właściwego cieczy w związku ze zmianami temperatury.

Wielkości  $\Delta i_0$  oraz  $c_0$  w zależności od  $P_0$  przedstawiono na wykresie rys. 2.

Charakter zmian podstawionych parametrów podczas pracy silnika wyznaczył Hees na podstawie stopniowego całkowania wyrażenia

$\int \Delta i \, dt$ , gdzie  $t$  oznacza czas. W wyniku tej pracy sporządził wykres zmian siły ciągu w czasie,

- 70 -

$$I_v = \int_0^t \frac{P}{F_2} d \left| \frac{t}{L \cdot d} \right| = \frac{1}{F_2 \cdot L \cdot d} \int_0^t P d t = \frac{1}{V} \int_0^t P d t .$$

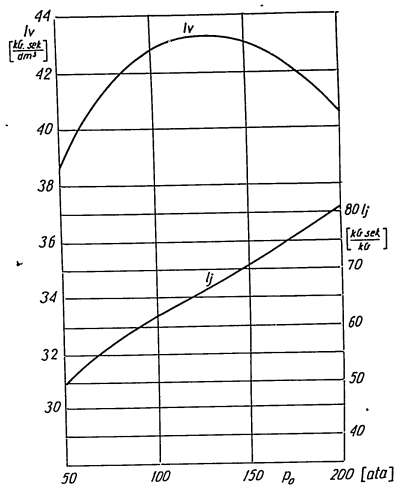
Wartości  $I_v$  w zależności od ciśnienia początkowego  $p_0$  podane są na wykresie (rys.4). Na tym samym wykresie podano również krzywą, przedstawiającą impuls, odniesiony do jednostki ciężaru wody. Krzywa ta posiada charakter odmienny od krzywej  $I_v$ , co jest wynikiem zmian ciężaru właściwego. Na krzywej  $I_v$  zauważamy wyraźne maksimum, leżące w punkcie  $p_0 = 130$  ata. Punkt ten określany jest jako optimum termodynamiczne rakiety wodno-parowej.

Mając wielkość impulsu jednostkowego (odniesionego do jednostki ciężaru wody) znaleźć można prędkość wpływu:

$$\bar{c} = I_j \cdot g ,$$

gdzie  $I_j$  jest impulsem jednostkowym, a  $g$  - przyspieszeniem ziemskim.

Rzeczywista prędkość efektywna wpływu będzie niższa w związku z niekorzystnym oddziaływaniem nierównowagi termody-



Rys. 4. Impuls jednostkowy objętościowy ( $I_v$ ) i ciężarowy ( $I_j$ ) w zależności od ciśnienia początkowego ( $p_0$ ).

- 71 -

namicznej. Koelle przyjmuje prędkość efektywną równą:

$$c_{ef} = 0,92 c_0 .$$

Prędkości te przy różnych ciśnieniach początkowych przyjmują następujące wielkości:

$$p_0 = 50 , 75 , 100 \text{ [ata]} ;$$

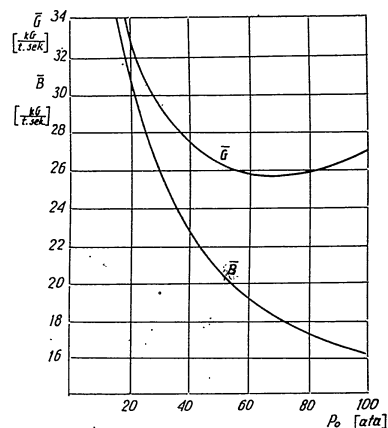
$$c_{ef} = 470 , 550 , 610 \text{ [m/sek]} .$$

Średnie jednostkowe zużycie wody (na jednostkę impulsu) wynosi:

$$\bar{B} = 1000 g \sqrt{\bar{c}} \quad [\text{kg/t sek}] .$$

Wielkość tę przedstawiono na rysunku 5 w funkcji ciśnienia początkowego.

Całkowita sprawność wewnętrzna urządzenia będzie iloczynem dwóch sprawności: sprawności ogrzewania i sprawności wewnętrznej silnika.



Rys. 5. Ciężar jednostkowy silnika i jednostkowe zużycie wody w zależności od ciśnienia początkowego.

#### 4. Charakterystyka ciężarowa

Ciężar silnika wodno-parowego składa się z ciężaru wody i ciężaru konstrukcji, przy czym dla ciężaru konstrukcji decydujący jest ciężar zbiornika.

Ciężar wody określony jest przez wielkość jednostkowego zużycia wody.

Ciężar konstrukcji można określić na podstawie obliczenia zbiornika, które prowadzi do wniosku, iż minimalny ciężar zbiornika w odniesieniu do jednostki impulsu wypada dla ciśnienia początkowego 75 ata. Przy wykonaniu zbiornika ze stali ferrytycznej, odpornej na wysoką temperaturę (napręż. dopuszcz. 36 kg/mm<sup>2</sup> przy temp. 300°C), stosunki ciężarowe przedstawiają się następująco:

(oznaczono:  $G_{zb}$  - ciężar zbiornika,  $G_w$  - ciężar wody,  $I_c$  - impuls całkowity).

$$\begin{aligned} p_0 &= 50, \quad 75, \quad 100 \quad [\text{ata}], \\ \frac{G_{zb}}{G_w} &= 0,28, \quad 0,45, \quad 0,65 \quad [\text{kg/kg}], \\ \frac{G_{zb}}{I_c} &= 5,65, \quad 8,00, \quad 10,9 \quad [\text{kg/t sek}], \\ \frac{G_{zb} + G_w}{I_c} &= 26,0, \quad 25,9, \quad 27,5 \quad [\text{kg/t sek}]. \end{aligned}$$

Podane powyżej wielkości należy traktować jedynie jako orientacyjne. Dokładne wartości mogą być podane dopiero po rozwiązaniu konstrukcyjnym pierwszych silników.

Istnieją oczywiście możliwości poprawienia stosunku  $G_{zb}/I_c$ . Możliwości te zależą nie tylko od zastosowania lepszych (a więc droższych) stali do wykonania zbiornika, ale także od wzmocnienia konstrukcji przez nawinięcie drutem lub taśmą, a wreszcie od zastosowania korzystniejszych kształtów zbiorników. Zasluguje na uwagę także tworzywa sztuczne, zwłaszcza wzmocniane włók-  
nem.

Na rys. 5 pokazano krzywą ciężaru całkowitego, odniesionego do jednostki impulsu w funkcji ciśnienia początkowego. Widoczne jest płaskie minimum w okolicy  $p_0 = 75$  ata. Znajduje się

tam optimum techniczne rakiet wodno-parowych, nie pokrywające się z optimum termodynamicznym. Jednak ze względu na znaczenie stosunków ciężarowych należy optimum techniczne uważać za decydujące dla wyboru ciśnienia początkowego w konstrukcji.

#### 5. Badanie silnika wodno-parowego

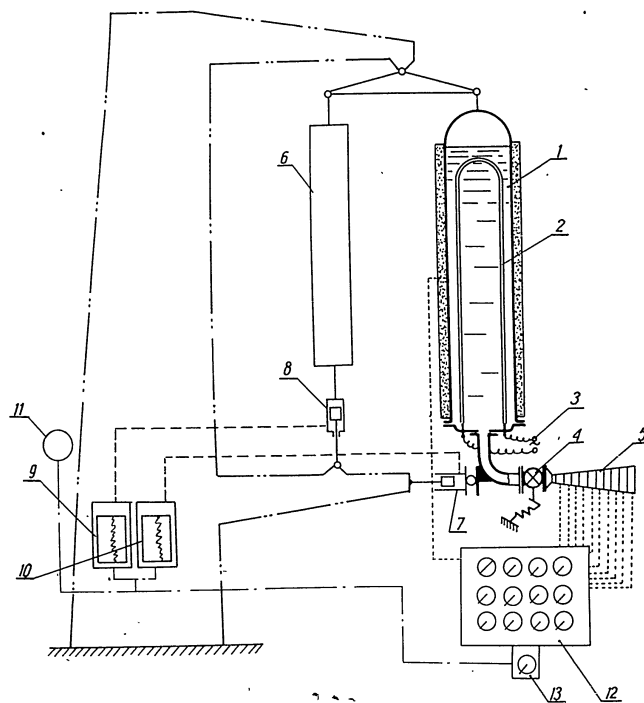
Praktyczne badanie rakiet wodno-parowych stanowi bardzo ważny czynnik poznania procesów roboczych w tych silnikach, a to ze względu na trudność teoretycznego opanowania zagadnienia. Szczególnie zjawisko opóźnienia w ustalaniu się równowagi termodynamicznej wymaga zbadania doświadczalnego, bez czego nie można ocenić wielkości jego wpływu na charakterystykę silnika.

Poniżej podaję opis stanowiska próbnego silników wodno-parowych, znajdującego się w Instytucie Fizyki Napędów Odrzutowych w Stuttgarcie.

Schemat urządzenia przedstawia rys. 6. Na dźwigni dwuramiennej zawieszony jest z jednej strony zbiornik - kocioł wraz z połączonym z nim zaworem i dyszą, z drugiej strony - przeciwwaga. W zbiorniku zainstalowane są elektryczne oporowe elementy grzewcze pogrążone w wodzie. Prąd do ogrzewania czerpany jest z sieci. U dołu zbiornika dołączony jest przewód rurowy, prowadzący do dyszy. Na przewodzie znajduje się zawór. W celu uzyskania szybkiego otwarcia zaworu dźwigni zaworu połączono z silną sprężyną, zwalnianą przy pomocy zapadki. Dysza jest rozbierna, składana z szeregu elementów pierścieniowych. Daje to możliwość uzyskiwania różnych długości dyszy. Wzdłuż dyszy wykonano szereg otworków, przez które następuje wprowadzenie ciśnienia do manometrów, umieszczonych na tablicy. Na tablicy umieszczony jest również manometr, wskazujący ciśnienie w zbiorniku oraz stoper.

Pomiar siły ciągu dokonuje się przy pomocy dynamometru hydraulicznego, podającego swe wskazania na urządzenie samopiszące. Zespół zbiornika zrównoważony jest przeciwwagą. Dynamometr hydrauliczny, umieszczony poniżej przeciwwagi i podający swe wskazania na samopis, mierzy różnicę między ciężarem zbiornika a ciężarem przeciwwagi. Zmiana tego ciężaru podczas wypływu wody jest miarą wydatku ciężarowego.

- 74 -



Rys. 6. Stanowisko badawcze rakiet wodno-parowych.

- |                                                 |                             |
|-------------------------------------------------|-----------------------------|
| 1. Zbiornik wody                                | 8. Dynamometr hydr. pomiaru |
| 2. Elektryczny element grzewczy                 | 9. Urządzenie samopiszące   |
| 3. Doprowadzenie prądu do instalacji ogrzewania | 10. Urządzenie samopiszące  |
| 4. Zawór                                        | 11. Nadajnik podstawy czasu |
| 5. Dysza składana                               | 12. Tablica manometrów      |
| 6. Przeciwwaga                                  | 13. Stoper elektryczny      |
| 7. Dynamometr hydrauliczny pomiaru siły ciągu   |                             |

- 75 -

Zapis ciśnień (mierzonych w dyszy i w zbiorniku) dokonuje się przez fotografowanie tablicy przyrządów pomiarowych. Automat fotograficzny wykonuje 3 zdjęcia na sekundę. Zestawienie synchroniczne odczytów ciśnień z odczytami siły ciągu i przepływu na taśmach samopisów może być łatwo dokonane, gdyż na tablicy przyrządów znajduje się stoper elektryczny, a jego napęd (określany jako "nadajnik podstawy czasu") służy równocześnie do wykonania znaczków czasu na taśmach samopisów.

Na stanowisku znajduje się ponadto osprzęt pomocniczy: doprowadzenie wody do zbiornika (z sieci wodociągowej), pompka do uzupełniania oleju w instalacji dynamometrów itp. urządzenia, nie uwzględnione na schemacie (rys. 6).

Pomiary mają na celu przede wszystkim określenie doświadczenia przebiegu zmian ciśnienia w zbiorniku, natężenia wypływu oraz siły ciągu podczas pracy silnika. Ponadto badany jest rozkład ciśnień w dyszy oraz jego zmiany jak również wpływ geometrii dyszy na charakterystykę silnika. Dokładniejsze badania nad zjawiskiem nierównowagi termodynamicznej wymagają bardziej czułych rejestrów zmian ciśnienia w dyszy niż stosowane początkowo handlowe manometry; toteż urządzenie przeznaczone jest do modernizacji.

Badania mają dostarczyć materiału do projektowania silników użytkowych, a to przede wszystkim ustalenie, w jakim stopniu nierównowaga termodynamiczna wpływa na obniżenie średniej efektywnej prędkości wypływu oraz na przebieg krzywej spadku ciśnienia i siły ciągu. Ustalone też zostają optymalne kształty dyszy, a prawdopodobnie badane są również środki mające prowadzić do usunięcia wpływu zjawisk nierównowagi (zapowiedziano było opatentowanie w r. 1955 przez dra Sängera "komory wstępnie odparowujące").

#### 6. Zastosowanie rakiet wodno-parowych

Zakres zastosowań rakiet wodno-parowych jest wyraźnie ograniczony przede wszystkim przez fakt, że przekazywanie energii cieplnej wodzie odbywa się w okresie poprzedzającym właściwą pracę silnika. Jeśli ma być wykorzystana podstawowa zaleta silnika wodno-parowego: tanie paliwo, to "ładowanie" silnika

- 76 -

nie może się odbywać w całości na pokładzie jakiegokolwiek aparatu latającego. a muszą w nim uczestniczyć w mniejszym lub większym stopniu urządzenia naziemne.

"Naładowany" silnik staje się swego rodzaju akumulatorem energii, jednak koncentracja energii jest tu kilkakrotnie mniejsza niż w paliwach rakietowych chemicznych. Całkowita entalpia wody przy  $P_0 = 75$  ata wynosi ok. 300 kcal/kg; jeśli wielkość tę przyjmiemy jako miarę koncentracji energii i porównamy ją z ciepłem spalania 1 kg mieszanki klasycznych propergoli, to otrzymamy jako wartości porównawcze: dla paliw ciekłych 1300 - 2000 kcal/kg, dla paliw stałych powyżej 900 kcal/kg. Ponadto, dłuższe magazynowanie energii w silniku wodno-parowym związane jest ze stratami dlatego dla uzyskania należytego efektu konieczne jest szybkie "rozładowanie" silnika.

Powyższe cechy: krótkotrwała praca oraz związane z naziemnymi urządzeniami energetycznymi kwalifikują rakietę wodno-parową jako typową pomoc startową dla różnego rodzaju aparatów latających.

Można więc wymienić następujące grupy zastosowań:

- I. Rakietę startową samolotów cywilnych;
- II. Rakietę startową samolotów wojskowych;
- III. Rakietę startową motoszybowców transportowych;
- IV. Rakietę startową szybowców sportowych;
- V. Rakietę napędową doświadczalnych wózków (sań) rakietowych;
- VI. Rakietę startową małych pocisków wysokościowych.

Do I. Zastosowanie do samolotów cywilnych mieć może dwa etapy. Etap dalszy - to okres, gdy w lotnictwie cywilnym szerokie zastosowanie znajdują silniki odrzutowe bezsprężarkowe, niezdolne do samodzielnego startu. Powszechne użycie rakiet startowych będzie koniecznością, a wprowadzenie rakiet wodno-parowych znajdzie pełne uzasadnienie ekonomiczne.

Zastosowanie rakiet wodno-parowych na tym etapie było przedmiotem obszernej analizy Koellgego. Wynikiem jest stwierdzenie, że rakietę wodno-parową będą ok. 1000 razy tańsze w eksploatacji od rakiet paliwa stałego, a ok. 20 razy tańsze od rakiet

- 77 -

paliwa ciekłego. Analiza ta obejmuje nie tylko koszty produkcji, paliwa i materiałów, ale także koszty inwestycji, doświadczeń przy uruchamianiu produkcji itp.

Bezpośrednio jednak ciekawszy jest etap bliższy, obejmujący zastosowanie rakiet startowych wodno-parowych do samolotów z silnikami tłokowymi i odrzutowymi sprężarkowymi.

Jak wiadomo, przez zastosowanie rakiet startowych można uzyskać:

- a/ skrócenie rozbiegu przy starcie,
- b/ zwiększenie bezpieczeństwa startu przy krótkich bieżniach,
- c/ zwiększenie ciężaru użytecznego.

Wprowadzenie rakiet wodno-parowych umożliwia osiągnięcie tych korzyści bez konieczności uruchamiania całkowicie nowych produkcji, bez konieczności opanowania nowych dziedzin technologii mechanicznej i chemicznej. Możliwe jest wykorzystanie paliw krajowych, a w zakresie konstrukcji urządzeń - wykorzystanie doświadczeń techniki budowy kotłów.

Prosta budowa rakiet wodno-parowych gwarantuje niezawodność ich pracy, co jest szczególnie ważne w lotnictwie cywilnym.

Do otrzymania gorącej wody mogłyby być w wielu wypadkach adaptowane istniejące urządzenia kotłowe przy lotniskach.

Możliwe jest kilka wariantów rozwiązania urządzeń. Ze względu na sposób "ładowania" rakiet można rozróżnić dwa typy instalacji:

- a/ Przygotowanie gorącej wody w kotle i napełnienie rakiet przed użyciem. Oprócz kotła mogłoby być celowe użycie dodatkowych zbiorników pośrednich, wyposażonych w urządzenia podgrzewające;
- b/ Ogrzewanie wody wprost w zbiorniku rakiety. Możliwe jest w zasadzie tylko użycie energii elektrycznej. W tym wypadku kocioł zostaje wyeliminowany, natomiast same rakietę są wyposażone w elektryczne urządzenia grzewcze. Urządzenia takie podwyższają oczywiście ciężar rakiety. Moc zapotrzebowania jest odwrotnie proporcjonalna do czasu nagrzewania. Przykładowo podam, że nagrzanie rakiety o impulsie całkowitym 6,3 t sek i  $P_0 = 75$  ata do stanu gotowości w ciągu 0,5 godz wymaga mocy ok. 110 kW. Rakietę taką może skrócić rozbieg samolotu typu "Dakota" o ok. 30%.

- 78 -

Ze względu na sposób użycia rakiet można wyróżnić dwa rozwiązania:

- a/ Rakiety podwieszane wprost na płatowcu, a odrzucane po starcie na spadochronie, analogicznie do niemieckiej rakiet startowej typu "Walter". Rozwiązanie to wydaje się najbardziej korzystne;
- b/ Zastosowanie raketowego wózka startowego. Rozwiązanie to jest o tyle kłopotliwe, że wymaga użycia specjalnego wózka ogumionego lub poruszającego się po szynach, niosącego lub ciągnącego samolot. Zwiększa to ciężar urządzenia startowego oraz wymaga przedłużenia bieżni dla wyhamowania wózka. Użycie wózka może okazać się celowe wówczas, gdy podwieszenie rakiet na płatowcu jest utrudnione lub gdy ciężar zespołu rakiet startowych jest zbyt duży w stosunku do ciężaru płatowca.

Dla porównania rakiet startowych wodno-parowych z innymi typami rakiet podają dwa przykłady porównawcze. Dane charakterystyczne rakiet wodno-parowych obliczono na podstawie współczynników, podanych przez Koellega.

A. Porównanie silnika startowego "Walter" z równoważną rakieta wodno-parową.

|                                            | "Walter" | rak. wod.-par. |
|--------------------------------------------|----------|----------------|
| Impuls całkowity [tsek]                    | 15       | 15             |
| Ciężar całkowity w stanie załadowanym [kg] | 270      | 390            |
| Ciężar silnika pustego [kg]                | 122      | 120            |
| Stosunek mas                               | 2,22     | 3,2            |

Rakiet wodno-parowa jest więc o 45% cięższa, natomiast "Walter" jest bez porównania bardziej skomplikowany w budowie oraz wymaga do pracy perhydrolu 80%, nie produkowanego w ogóle u nas.

B. Porównanie rakiet startowej na paliwo stałe "Aerojet" 14-AS-1000 z równoważną rakieta wodno-parową.

|                                     | "Aerojet" | rak. wod.-par. |
|-------------------------------------|-----------|----------------|
| Impuls całkowity [tsek]             | 6,3       | 6,3            |
| Ciężar całkowity w stanie zał. [kg] | 89,3      | 162,0          |
| Ciężar silnika pustego [kg]         | 53,06     | 50,5           |
| Stosunek mas                        | 1,68      | 3,2            |

- 79 -

W tym przypadku rakiet wodno-parowa jest cięższa o przeszło 80%, jednakże koszt jej będzie znacznie niższy. Koszt rakiety "Aerojet" wynosi 203,5 dol. loco zakład wytwórczy; wymaga ona paliwa stałego o trudnej stosunkowo technologii.

Do II. Zasadnicze cechy rakiet startowych wodno-parowych, wymienione w ustępie poprzednim, odnoszą się również do przypadku zastosowania tych rakiet w lotnictwie wojskowym. Ta dziedzina zastosowania nakłada jednak dodatkowe warunki eksploatacyjne, mianowicie:

- a/ lekkość i przenośność całej instalacji,
- b/ gotowość rakiet startowych do użycia w każdej chwili.

Warunki te mogą być spełnione w znacznej mierze przy zastosowaniu następujących urządzeń:

Urządzenie podgrzewające rozwiązane jako kocioł przewodny, opalany paliwem płynnym. Rakiety podwieszane, zaopatrzone w otulinę izolacyjną. W zbiorniku rakiety zainstalowane byłyby elektryczne elementy grzewcze.

Po napełnieniu rakiet gorącą wodą z kotła włączano by dogrzewanie elektryczne, kompensujące straty ciepłe zachodzące w czasie oczekiwania na start. W ten sposób rakiety mogłyby być utrzymywane w gotowości startowej w ciągu szeregu godzin.

Jako źródło prądu może służyć przenośny agregat spaliny elektryczny. Przybliżony rachunek wskazuje, że przy zastosowaniu otuliny izolacyjnej rakiet z tworzywa "Iporit" grubości 6 cm, agregat o mocy silnika 5 KM powinien wystarczać do kompensowania strat ciepłych 8 - 10 rakiet przy  $p_0 = 75$  ata i impulsie całkowitym 6,3 tsek (równoważne rakiety "Aerojet" 14-AS-1000) w temperaturze otoczenia 10°C.

Elementy grzewcze nie wpływałyby w większym stopniu na ciężar rakiet, gdyż posiadałyby jedynie małe wymiary, odpowiadające kompensacji strat ciepłych.

Do III. Rakiety wodno-parowe mogą mieć poważne znaczenie dla przywrócenia znaczenia motoszybowcom transportowym.

Motoszybowce transportowe, wyposażone w silniki wystarczające do lotu poziomego, a za słabe do startu z obciążeniem, stosowane były z dobrym skutkiem podczas wojny. Po wojnie zarzucono je ze względu na kosztowność eksploatacji samolotów - ciągników.



- 80 -

Umożliwienie motoszybowcom samodzielnego startu przez zastosowanie rakiet może uczynić ten środek transportu znów atrakcyjnym. Zaznaczyć należy, że chodzi tu o jednostki znacznej ładowności, np. angielski motoszybowiec "Hamilcar X" przy ciężarze startowym 21 t posiadał ciężar użyteczny 8 t i znaczną kubaturę pomieszczenia ładunkowego.

Należyta ocena przydatności rakiet startowych wodno-parowych w tym wypadku wymaga osobnej obszernej analizy.

Do IV. Zastosowanie rakiet wodno-parowych do szybowców sportowych było przedmiotem obszernej pracy Hessa (niedostępnej autorowi). Ta dziedzina zastosowań jest niewątpliwie właściwa dla rakiet wodno-parowych, aczkolwiek ilościowa ocena możliwości wymaga odrębnej analizy.

Do V. Zastosowanie rakiet wodno-parowych do napędu wózków (san) raketowych może wpłynąć na obniżenie kosztów doświadczonych które dotychczas kształtują się wysoko. Istnieje tu jednak pewna granica osiągalnej maksymalnej prędkości. Prędkość końcowa (w chwili ustania pracy silnika) urządzenia raketowego wynosi według równania podstawowego rakiet  $v = c \cdot \ln \varepsilon$ , gdzie  $c$  - prędkość wylotowa, a  $\varepsilon$  - stosunek mas. Dla samej rakiety wodno-parowej, przy właściwym dla  $p = 75$  ata stosunku mas  $3,2$  i  $c = 550$  m/sek prędkość osiągalna wynosi ok. 2300 km/godz. Jeśli ciężar rakiet stanowił ma 2/3 ciężaru urządzenia, to stosunek mas obniży się do 1,85, prędkość zaś końcowa do ok. 1200 km/godz. Wielkości te mogą w pewnym sensie orientować o możliwościach rakiet wodno-parowych w zastosowaniu do urządzenia szybkościowego. Zmniejszenie ciężaru konstrukcji rakiet może poprawić w pewnym stopniu sytuację. Już zastosowanie zbiorników kulistych zmniejsza ciężar jednostkowy konstrukcji (poniżej przyjmowanych dotychczas 8 kg/tsek) poprawiając tym samym stosunek mas. Zastosowanie wyższych ciśnień początkowych powiększa prędkość wypływu, jednak równocześnie pogarsza stosunek mas.

Do VI. Użycie rakiet wodno-parowych jako pomocy przy starcie pionowym ograniczone jest również stosunkami ciężarowymi. Osiągana prędkość maleje szybko ze wzrostem stosunku ciężaru użytecznego do ciężaru rakiet startowych. Odpowiednią krzywą

- 81 -

podano na rys. 7. Na osi odciętych odłożono stosunek  $G_u/G_R$ , gdzie  $G_u$  - ciężar użyteczny (ciężar całkowity pocisku przyspieszonego), a  $G_R$  - ciężar początkowy rakiet startowych. Krzywą obliczono na podstawie równania

$$v = 1000 \frac{g}{B} \ln \varepsilon,$$

gdzie  $B$  jest średnim zużyciem wody w

kg/tsek, a  $\varepsilon$  - sto-

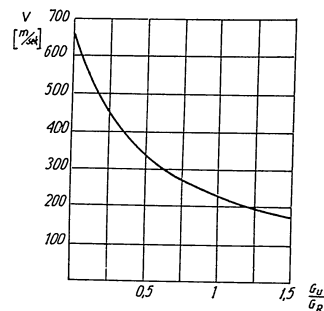
sunkiem mas. Założono dla rakiety wodno-parowej  $p_0 = 75$  ata i w związku z tym  $B = 18$  kg/t sek, ciężar jednostkowy rakiety  $G = 26$  kg/tsek.

Większe prędkości końcowe osiągalne są przy małych wartościach  $G_u/G_R$ , co wskazywałoby na stosowalność rakiet wodno-parowych przy starcie małych pocisków, gdzie stosunkowo łatwiej jest przewidzieć rakietę startową o ciężarze równym lub przewyższającym ciężar samego pocisku.

#### 7. Wnioski końcowe

Streszczając stwierdzić należy co następuje:

1. Rakiety wodno-parowe są jedynym prawdopodobnie typem rakiet mogących korzystać z tanich i szeroko dostępnych w kraju materiałów pędnych - paliw kotłowych oraz wody;
2. W rakietach wodno-parowych występują niskie stosunkowo temperatury i ciśnienia, co ma wpływ na wymagania materiałowe oraz bezpieczeństwo pracy;
3. Budowa samych silników wodno-parowych charakteryzuje się prostotą i w związku z tym niezawodnością;
4. Badania silników wodno-parowych mogą być przeprowadzane na prostych i tanich urządzeniach;
5. Rakiety wodno-parowe wymagają znacznych stosunkowo nakładów na urządzenia naziemne, jednak rozwiązanie tych urządzeń nie przedstawia zasadniczych trudności;



Rys. 7

- 82 -

6. Pod względem ciężaru jednostkowego i prędkości wypływu rakiety wodno-parowe ustępują innym typom silników rakietowych;
7. Dalsze prace nad raketami wodno-parowymi mogą doprowadzić te urządzenia do stanu większej doskonałości technicznej;
8. Wymienione zalety raket wodno-parowych kwalifikują je do budowy i zastosowania szczególnie w krajach o słabo rozwiniętym przemyśle raketowym;
9. Zastosowanie raket wodno-parowych może przynieść znaczne korzyści przede wszystkim w lotnictwie, a ewentualnie także w niektórych działach raketnictwa.

## L i t e r a t u r a

- [1]. H.H.Kölle: "Über die Wirtschaftlichkeit von Wasserdampfraketen als Horizontal - Starthilfen".
- [2]. E.Sänger: "Heisswasser - Raketen als wirtschaftliche Starthilfen" (Luftfahrttechnik, Aug., 1955).
- [3]. G.Sutton: "Rocket Propulsion Elements" (źródło uboczne).
- [4]. R.Kronfeld: "The Problem of the Freight Glider" (Interavia April, 1948) (źródło uboczne).

- 83 -

R O Z W A Ż A N I A   N A D   M O Ź L I W O Ś C I Ą  
Z W I Ę K S Z E N I A   I M P U L S U   W Ł A Ś C I W E G O  
S T A Ł Y C H   K O Ł O I D A L N Y C H   P A L I W  
R A K I E T O W Y C H

Mgr inż. Ludomir Heger  
/Instytut Chemii Stosowanej/

## W s t ę p

Porównanie wartości ciepła spalania paliw ciekłych i stałych stosowanych w napędzie raketowym wychodzi na korzyść paliw ciekłych.

Podczas gdy jeden kg mieszanki paliwa ciekłego złożonego z węglowodorów, amin lub alkoholi i utleniacza takich jak kwas azotowy, nadtlenek wodoru lub czteronitrometan wydziela w czasie spalania 1300 do 1450 kcal, to ta sama ilość paliwa stałego koloidalnego daje 800 do 1300 kcal.

Tym niemniej, jeżeli wartość cieplną odniesiemy do jednostki objętościowej, to otrzymamy obraz akurat odwrócony, a więc koncentracja energii w jednostce objętości jest lepsza przy stosowaniu paliw stałych.

Na korzyść stosowania paliw stałych należy jeszcze dodać, że technologia ich jest doskonale opanowana, w zastosowaniu są bardzo proste, tzn. nie wymagają skomplikowanych konstrukcji raket, automatyzacji, chłodzenia itp. urządzeń niezbędnych w raketach na paliwo ciekłe.

Powyższe uwagi sprawiają, że tak koszty badań jak i budowy raket na paliwo ciekłe są wielokrotnie wyższe od odpowiednich kosztów dla raket na paliwo stałe.

Mimo tych niewątpliwych zalet, jakie posiada paliwo stałe, wszystkie rakiety dalekiego zasięgu - jak dobrze o tym wiemy - były i jeszcze są budowane na paliwo ciekłe.

Wpływają na to przede wszystkim dwa czynniki:

1. Większy średni impuls właściwy paliwa ciekłego niż paliw stałych;

- 84 -

2. Możliwość regulowania szybkości spalania w przeciwnieństwie do paliw stałych, w których jest ona ograniczona do niewielkiego przedziału.

Charakteryzuje to poniższa tablica (wg Zaehringera [1])

| Parametr                                  | Jednostka miary                     | Średnie wartości stałego napędu | Wartości dla mieszanki ciekłej. 75% C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH + ciekły tlen |
|-------------------------------------------|-------------------------------------|---------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------|
| 1                                         | 2                                   | 3                               | 4                                                                                  |
| Impuls właściwy                           | $\frac{\text{kg sek}}{\text{kg}}$   | 200                             | 240                                                                                |
| Ciśnienie w komorze                       | $\text{kg/cm}^2$                    | 30 - 100                        | 20                                                                                 |
| Prędkość gazów wylotowych                 | m/sek                               | 1500 - 2500                     | 2150                                                                               |
| Temp. spalania                            | °C                                  | 1000 - 3000                     | 2550                                                                               |
| Szybkość palenia                          | cm/sek                              | 0,5 - 5,0                       | -                                                                                  |
| Ciężar właściwy paliwa                    | $\text{kg/cm}^3$                    | 1,5                             | 1,0                                                                                |
| Stosunek impulsu całkowitego do objętości | $\frac{\text{kg sek}}{\text{cm}^3}$ | 0,3                             | 0,24                                                                               |
| Stosunek impulsu całkowitego do ciężaru   | $\frac{\text{kg sek}}{\text{kg}}$   | 150                             | 160 przy V-2                                                                       |

Mimo że - jak wspominałem - w rakietach dalekiego zasięgu w dalszym ciągu dominuje paliwo ciekłe, to jednak zasięg i zastosowanie rakiet na paliwo stałe stale wzrasta.

Przegląd ostatnich osiągnięć w technice raketowej opracowany przez Zaehringera [2] wskazuje na nowe osiągnięcia w dziedzinie rakiet na paliwo stałe. Znajdujemy tam opis jednostopniowej rakiety "Arcon", osiągającej 100 km pułapu i kilku-

- 85 -

stopniowej rakiety na paliwo stałe "Iris", która będzie wykonana w r. 1958 i ma osiągnąć wysokość 300 km. Wreszcie charakterystyka francuskich rakiet SERP - 73 i SERP 50 - 52 na paliwo stałe wskazuje na możliwości rozwojowe tego typu rakiet.

S.E.R.P. - 73

S.E.R.P. - 50-52

| Parametr               | Jednostka miary   | Wartość | Parametr               | Jednostka miary   | Wartość |
|------------------------|-------------------|---------|------------------------|-------------------|---------|
| Siła ciągu             | tona              | 20,5    | Siła ciągu             | tona              | 13,5    |
| Czas palenia           | sek               | 4       | Czas palenia           | sek               | 4       |
| Impuls całkowity       | ton-sek           | 82      | Impuls całkowity       | ton-sek           | 54      |
| Ciśnienie              | $\text{kg/cm}^2$  | 70      | Ciśnienie              | $\text{kg/cm}^2$  | 70      |
| Zużycie paliwa         | $\text{kg/t sek}$ | 5,2     | Zużycie paliwa         | $\text{kg/t sek}$ | 5,2     |
| Ciężar:                |                   |         | Ciężar:                |                   |         |
| Paliwa                 | kg                | 427     | Paliwa                 | kg                | 281     |
| Części mechaniczne     | kg                | 313     | Części mechaniczne     | kg                | 187     |
| Całkowity              | kg                | 740     | Całkowity              | kg                | 468     |
| Ciężar właściwy rakiet | $\text{kg/t sek}$ | 9,0     | Ciężar właściwy rakiet | $\text{kg/t sek}$ | 8,70    |

Do powyższego należy dodać jeszcze, że rozwój badań nad rakietami w państwach tak wysoko uprzemysłowionych jak Japonia idzie w kierunku zastosowania paliw stałych [3].

Wszystko to wskazuje wyraźnie na dążności rozwojowe rakiet na paliwo stałe i dlatego referat niniejszy będzie pierwszą próbą analizy stałych paliw raketowych pod kątem możliwości polepszenia ich właściwości.

x/ Pod pojęciem tym (spez. Gewicht) należy rozumieć stosunek ciężaru rakiety do impulsu całkowitego.

- 86 -

## Z a ł o ż e n i a

Oznaczając przez  $F$  siłę ciągu rakiety w  $\text{kg}$ , a przez  $J_c$  impuls całkowity w  $\text{kg sek}$  i  $J_o$  impuls właściwy w  $\frac{\text{kg sek}}{\text{kg}}$ , określimy podstawowe zależności między tymi wielkościami:

$$J_c = F \tau, \text{ gdzie } \tau \text{ czas palenia w sek i}$$

$$J_o = \frac{J_c}{m} = \frac{F \tau}{m}, \text{ gdzie } m \text{ ciężar paliwa w kg.}$$

Impuls całkowity wyrażamy zwykle wzorem [4]:

$$J_c = (1/2 + 1/2 \cos \alpha) \frac{m U}{g} + (P_e - P_o) A_e \tau,$$

gdzie  $\alpha$  - kąt rozwarcia dyszy,  $U$  - teoretyczna prędkość wylotowa cząstek gazów spalinowych,  $P_e$  - ciśnienie w przekroju zewnętrznym dyszy rakiety,  $P_o$  - ciśnienie zewnętrzne i  $A_e$  - przekrój zewnętrzny dyszy.

$$F = \frac{J_c}{\tau} = (1/2 + 1/2 \cos \alpha) \frac{m U}{g \tau} + (P_e - P_o) A_e = \frac{\Delta p}{\tau} \cdot \frac{m}{g},$$

gdzie  $C$  jest rzeczywistą prędkością cząstek gazowych w  $\frac{\text{cm}}{\text{sek}}$ ; z tego wynika, że

$$C = (1/2 + 1/2 \cos \alpha) U + (P_e - P_o) \cdot \frac{A_e g}{m} \tau$$

i ostatecznie:  $J_o = \frac{C}{g}$  w założeniu, że szybkość początkowa  $C_o = 0$ .

Z powyższego widać, że impuls właściwy jest wprost proporcjonalny do prędkości rzeczywistej cząstek gazów spalinowych, a więc maksymalną wartość  $J_o$  impulsu właściwego otrzymany przy maksymalnej prędkości  $C$ .

Dla uproszczenia zakładamy wartości stałe: kąt rozwarcia dyszy ( $\alpha$ ), ciśnienie w przekroju zewnętrznym dyszy ( $P_o$ ), stopień rozprężenia dyszy ( $\frac{P_e}{P_k}$ ) oraz przekrój wylotu dyszy ( $A_e$ ).

Wtedy otrzymamy, że  $C = AU + B \tau$ , więc prędkość cząstek gazowych  $C$  jest wprost proporcjonalna do prędkości wylotowej teoretycznej cząstek gazów spalinowych i czasu reakcji.

Założenie to jest dosyć dowolne, gdyż tak ciśnienie w komorze rakiet jak i przekrój dyszy zależą od takich parametrów

- 87 -

paliwa, jak powierzchnia palenia, gęstość, szybkość palenia itp.

Powyższe wartości jak i ciężar paliwa przyjęto zgodnie z obliczeniami, które podałem w poprzednim swoim referacie [5].

Wpływ niektórych własności stałego paliwa koloidalnego na impuls właściwy rakiety

Wychodząc ze znanego wzoru na teoretyczną prędkość cząstek gazowych:

$$U = \sqrt{\frac{2gk}{k-1} P_k W_k \left[ 1 - \frac{P_e}{P_k} \frac{k-1}{k} \right]},$$

gdzie  $W_k$  - objętość 1  $\text{kg}$  gazów spalinowych w warunkach spalania w komorze (objętość "właściwa"),  $k = \frac{c_p}{c_v}$ . Przyjmuję zgodnie z założeniem, że jedyne zmienne wartości w powyższym wyrażeniu są:

$W_k$  - zależne od ilości produktów gazowych reakcji spalania i temperatury oraz

$k$  - zależne od temperatury i składu gazów spalinowych, a więc od składu i przebiegu reakcji spalania prochu.

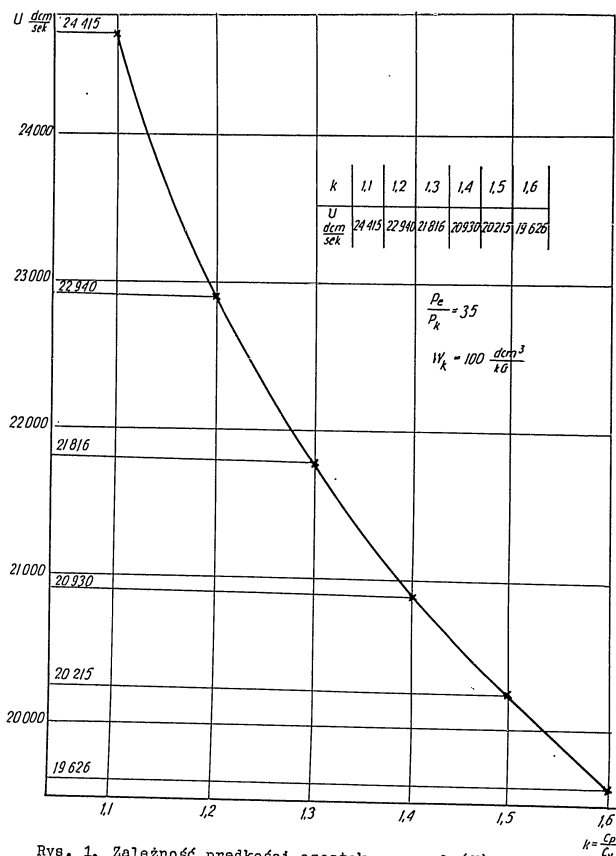
Prosta analiza powyższego wzoru wskazuje, że prędkość cząstek gazowych  $U$  rośnie wraz ze zmniejszeniem się wartości  $k$  oraz ze zwiększeniem się  $W_k$ .

Jeżeli założymy w pierwszym przybliżeniu, że  $c_p - c_v = R_1$ , to stosunek średnich ciepł molowych gazów spalinowych  $\frac{c_p}{c_v}$  maleje wraz ze wzrostem średniego ciepła molowego pod stałym ciśnieniem produktów spalania.

Średnie ciepła molowe pod stałym ciśnieniem produktów spalania prochów w temperaturze powyżej  $3000^\circ\text{K}$  nie przekraczają wartości  $12 \frac{\text{kcal}}{\text{mol}^\circ\text{K}}$ , a poszczególnych składników -  $16 \frac{\text{kcal}}{\text{mol}^\circ\text{K}}$ .

Jeżeli w skład gazów wprowadzimy substancje o wysokich wartościach ciepła molowego, to średnie ciepło molowe gazów naturalnie odpowiednio wzrośnie.

- 88 -



Rys. 1. Zależność prędkości cząstek gazowych (U)

$$\text{od } k = \frac{c_p}{c_v}$$

- 89 -

Do substancji o wysokich wartościach ciepła molowego, powyżej  $40 - 50 \frac{\text{kcal}}{\text{mol}^\circ\text{K}}$ , należą niektóre tlenki metali, np.

$\text{Al}_2\text{O}_3$ . Inne metale poza Al, jak B i Be, które wybitnie podwyższają ciepło spalania, a więc pośrednio wpływają również na temperaturę i wartość ciepła molowego.

Drugim parametrem wpływającym na zwiększenie prędkości cząstek gazów spalinowych jest objętość "właściwa" gazów spalinowych  $W_k$ , zależna od temperatury spalania i ilości powstających w procesie cząstek gazowych.

Jeżeli w skład ciasta prochowego wprowadzimy drobno sproszkowany glin, to wobec wysokiej pojemności cieplnej tlenku glinu ( $\Delta H_0 = -304,8$ ) oraz wysokiej temperatury wrzenia (ponad  $2200^\circ\text{C}$ ;  $p = 1 \text{ Atm}$ ) należy oczekiwać, że w warunkach spalania w komorze, tlenek glinu będzie znajdował się w stanie ciekłym lub stałym, a więc w wyniku spalania z jednostki ciężaru paliwa otrzymamy mniejszą ilość gazów niż z prochu bez dodatku glinu.

Ponieważ jednak ciepło spalania i temperatura reakcji wzrosnie, więc objętość "właściwa" gazów przy wprowadzeniu glinu zmniejszy się lub wzrosnie, zależnie od tego, który z powyższych czynników, tzn.  $k$  czy  $W_k$  będzie miał przewagę.

Ewentualny spadek objętości właściwej może skompensować całkowicie lub częściowo wpływ zmniejszenia wartości  $k$  i prędkość teoretyczna wylotowa cząstek gazów z reakcji spalania odpowiednio spadnie lub ulegnie zwiększeniu.

W celu bliższego zbadania tych zależności przeliczono trzy rodzaje prochów koloidalnych:

1. Proch o kaloryczności poniżej  $900 \text{ kcal/kg}$ ;
2. Proch wysokokaloryczny powyżej  $1100 \text{ kcal/kg}$ ;
3. Proch wysokokaloryczny z dodatkiem 8% Al.

Paliwa te obliczono w założeniu, że:

1. Proces spalania przebiega adiabatycznie i pod stałym ciśnieniem;
2. Gazy spalinowe stosują się do prac dla gazów doskonałych;
3. Gazy spalinowe osiągają stan równowagi termodynamicznej;
4. Spalanie jest całkowite;

- 90 -

5. Produktami spalania są gazy, a tlenek glinu  $Al_2O_3$  jest w stanie ciekłym lub stałym i praktycznie nie zajmuje żadnej objętości;
6. Glin zgodnie z hipotezą Kasta nie reaguje bezpośrednio z tlenem związanym w prochu, ale z gazami spalinowymi, głównie z dwutlenkiem węgla;
7. Obecność w gazach spalinowych  $Al_2O_3$  nie wpływa na stan równowagi gazów, a więc nie zmienia stałych równowagi tych gazów;
8. Obliczenia wykonano jedynie w pierwszym przybliżeniu, a więc otrzymane wartości są porównywalne, ale nie są dokładne.

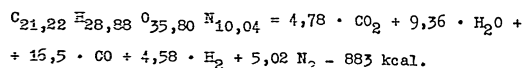
A. Teoretyczna prędkość wylotowa gazów poreakcyjnych dla założonych prochów

a/ Proch niskokaloryczny:

Nitroceluloza 51% (zawartość azotu 12,2%),  
Nitrogliceryna 33%,  
Centralit I 5%,  
Wosk 1%.

Entalpia tego prochu obliczona z ciepła tworzenia składników  
 $\Delta H = 5440 \text{ kcal/kg}$ .

Reakcja rozkładu:



Temperatura spalania  $T = 2660^\circ K$ ,

średnie ciepło molowe pod stałym ciśnieniem  $c_{p, \text{sr}} = 11,17$ ,

stosunek ciepła molowych  $k = \frac{c_{p, \text{sr}}}{c_{v, \text{sr}}} = 1,217$ ,

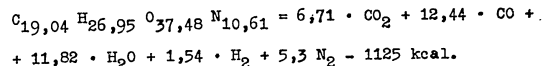
objętość "właściwa" gazów w komorze spalania  $W_k = 88,4 \text{ dcm}^3/\text{kg}$ ,  
teoretyczna prędkość wylotowa gazów  $U = 21337 \frac{\text{dcm}}{\text{sek}}$ .

- 91 -

b/ Proch wysokokaloryczny:

Nitroceluloza 54,35% (zawartość azotu 12%),  
Nitrogliceryna 43,48%,  
Centralit I 1,63%,  
Wosk 0,54%.

Zawartość cieplna prochu (entalpia)  $\Delta H = -520,4 \text{ kcal/kg}$ .  
Reakcja spalania:



Temperatura palenia  $T = 3190^\circ K$ ,

średnie ciepło molowe pod stałym ciśnieniem  $c_{p, \text{sr}} = 11,52 \frac{\text{kcal}}{\text{mol}^\circ K}$ ,

stosunek ciepła molowych  $k = \frac{c_{p, \text{sr}}}{c_{v, \text{sr}}} = 1,20$ ,

objętość "właściwa" gazów  $W_k = 99 \text{ dcm}^3/\text{kg}$ ,  
teoretyczna prędkość wypływu  $U = 22850 \frac{\text{dcm}}{\text{sek}}$ .

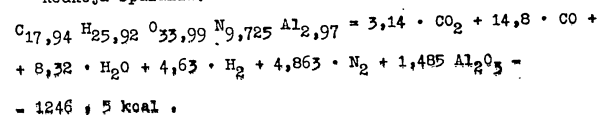
c/ Proch wysokokaloryczny z dodatkiem 8% Al,

Nitroceluloza 50% (zawartość azotu 12%),  
Nitrogliceryna 40%,  
Aluminium 8%,  
Centralit I 1,5%,  
Wosk 0,5%.

Skład powyższy odpowiada składowi prochu pod b/ z dodatkiem 8% Al. Entalpia prochu  $\Delta H = 487,7 \text{ kcal/kg}$ .

1. Obliczenia w założeniu zawartości ciekłego  $Al_2O_3$  w gazach poreakcyjnych.

Reakcja spalania:



Temperatura spalania:  $T = 3330^\circ K$ ,

- 92 -

średnie ciepło molowe pod stałym ciśnieniem  $12,85 \frac{\text{kcal}}{\text{mol}^\circ\text{K}}$ ,

stosunek ciepła molowych  $k = \frac{c_{p_{sr}}}{c_{v_{sr}}} = 1,18$ ,

objętość "właściwa" gazów w komorze spalania  $W_k = 98 \text{ dcm}^3/\text{kg}$ ,  
prędkość teoretyczna cząsteczek gazowych  $U = 23000 \frac{\text{dcm}}{\text{sek}}$ .

2. Obliczenia w założeniu zawartości stałego  $\text{Al}_2\text{O}_3$  w gazach poreakcyjnych.

Reakcja spalania:

$\text{C}_{17,94} \text{H}_{25,92} \text{O}_{33,99} \text{N}_{9,725} \text{Al}_{2,97} = 3,24 \cdot \text{CO}_2 + 14,75 \cdot \text{CO} +$   
 $+ 8,25 \cdot \text{H}_2\text{O} + 4,7 \text{H}_2 + 4,86 \text{N}_2 + 1,485 \text{Al}_2\text{O}_3 - 1250,3 \text{ kcal.}$

Temperatura spalania  $T = 3412^\circ\text{K}$ ,

średnie ciepło molowe pod stałym ciśnieniem  $c_{p_{sr}} = 13,2 \frac{\text{kcal}}{\text{mol}^\circ\text{K}}$ ,

stosunek ciepła molowych  $k = \frac{c_{p_{sr}}}{c_{v_{sr}}} = 1,17$ ,

objętość "właściwa" gazów poreakcyjnych w komorze spalania  
 $W_k = 100 \text{ dcm}^3/\text{kg}$ ,

teoretyczna prędkość wylotowa cząsteczek gazowych  $U = 23290 \frac{\text{dcm}}{\text{sek}}$ .

Z danych powyższych wynikają trzy wnioski:

1. Znaczny wzrost ciepła spalania prochu wpływa w stosunkowo niewielkim stopniu na teoretyczną prędkość wylotową cząsteczek gazów spalinowych.

2. Dodatek 8% aluminium do masy prochowej praktycznie nie wpływa na zmiany objętości "właściwej" gazów, gdyż zmniejszenie ilości cząsteczek gazowych kompensuje znaczny wzrost ich temperatury.

3. Dodatek 8% aluminium wpływa w sposób widoczny na zmniejszenie się stosunku  $\frac{c_{p_{sr}}}{c_{v_{sr}}}$ , co jednak w niewielkim stopniu wpływa na wzrost prędkości wylotowej gazów spalinowych.

Biorąc pod uwagę p. 2 i 3 należy sądzić, że zwiększenie ilości metalu w masie prochowej wpłynie na dalsze obniżenie stosunku ciepła molowych i nie obniży objętości właściwej gazów.

- 93 -

#### B. Impuls właściwy gazów spalinowych

Prędkość rzeczywista cząstek gazowych otrzymanych ze spalania obliczonych prochów, przy założonych stałych oraz stałym czasie palenia równym 0,5 sek i ciężarze paliwa 80 kg, zmienia się w zależności od wielkości prędkości teoretycznej  $U$  w sposób poniższy:

$$C = (1/2 + 1/2 \cos \alpha) U + (P_e - P_o) \frac{A_e}{m} = 0,9815 U + 30,7$$

| $U \frac{\text{dcm}}{\text{sek}}$ | $C \frac{\text{dcm}}{\text{sek}}$ | $J_o \frac{\text{kg sek}}{\text{kg}}$ |
|-----------------------------------|-----------------------------------|---------------------------------------|
| 21337                             | 20891                             | 212,5                                 |
| 22850                             | 21396                             | 218,0                                 |
| 23000                             | 21546                             | 220,0                                 |
| 23290                             | 21836                             | 223,0                                 |

Nieznaczny wpływ na wielkość impulsu właściwego wywiera również czas trwania reakcji spalania.

Dla ilustracji tego wpływu podano poniżej wartości impulsu właściwego w zależności od czasu spalania dla gazów o teoretycznej prędkości wypływu  $U = 21337 \frac{\text{dcm}}{\text{sek}}$  w zakresie czasu 0,3 do 4 sek,  $C = 20860 + 61,4$ :

| $T \text{ sek}$ | $C \frac{\text{dcm}}{\text{sek}}$ | $J_o \frac{\text{kg sek}}{\text{kg}}$ |
|-----------------|-----------------------------------|---------------------------------------|
| 0,3             | 20878                             | 212,3                                 |
| 0,5             | 20891                             | 212,5                                 |
| 1,0             | 20921                             | 213,2                                 |
| 1,5             | 20952                             | 213,6                                 |
| 2,0             | 21003                             | 214,0                                 |
| 3,0             | 21064                             | 214,5                                 |
| 4,0             | 21125                             | 215,0                                 |

#### W n i o s k i

Jak z powyższego wynika, wzrost impulsu właściwego można osiągnąć przez:

1. Zwiększenie ciepła spalania typowych prochów dwuskładnikowych;

- 94 -

2. Zmiany składników prochów przez wprowadzenie do masy prochowej metali lekkich, takich jak Al, B lub Be;  
 3. Wydłużenie czasu palenia się ładunku prochowego.  
 Czynniki ujęte w tych trzech punktach postaram się krótko omówić.

1. Zwiększenie kaloryczności typowych prochów dwuskładnikowych jest praktycznie ograniczone do 1200 - 1300  $\frac{\text{kcal}}{\text{kg}}$ , gdyż na przeszkodzie dalszemu zwiększeniu ciepła spalania stoi technologia wyrobu i własności używanych surowców.

Ponadto szybkość spalania typowych prochów dwuskładnikowych jest proporcjonalna do ciepła spalania i wg ogłoszonych badań [6] można przedstawić ją wg wzoru:

$$r_2 = r_1 + a (\rho_2 - \rho_1), \text{ gdzie}$$

$r_2$  - szybkość palenia się prochu o cieple spalania  $\rho_2$   
 $r_1$  - " " " " " " "  $\rho_1$  przy  
 czym  $r_1 = c P^n$ ,

$a$  - stała zależna od rodzaju prochu.

Dla prochów nitroglucerynowych przy ciśnieniu 175,77  $\text{kg/cm}^2$  w komorze rakiety i temperaturze początkowej prochu 25°C wg tych samych danych  $a = 0,0017$ .

Jak z tego widać, zwiększanie ciepła spalania typowych prochów wpływa na zwiększenie się szybkości palenia, co niewątpliwie bardzo utrudniło by rozwiązanie konstrukcyjne rakiety.

Możliwość zwiększenia ciepła spalania prochów bez zmiany jakości gazów spalinowych istnieje przez wprowadzenie do ciasta prochowego pewnych estrów jak np. pentrytu, co jednak spowoduje stosunkowo niewielki wzrost impulsu właściwego, a połączone jest z pewnym niebezpieczeństwem i wzrostem kosztów produkcji.

Tym niemniej w szeregu krajów, sądząc z literatury, istnieje dążność do stosowania prochów o wysokim cieple spalania (powyżej - 1000  $\frac{\text{kcal}}{\text{kg}}$ ) przy jednoczesnym regulowaniu ich szybkości spalania przez dodatek substancji zwalniających, takich jak woski (do 1%) lub sadze (do 0,2%). Te ostatnie wpływają na zmniejszenie szybkości palenia się prochu przeciwdziałając wpływowi promieniowania.

- 95 -

2. Wprowadzanie do składu prochu metali charakteryzujących się dużym ciepłem spalania, małym ciężarem cząsteczkowym, niezbyt łatwo ulegających reakcji utlenienia i o dużym cieple molowym produktów spalania wpływa w dwójaki sposób na proch:  
 a/ znacznie podnosi wartość cieplną prochu,  
 b/ zmienia skład gazów prochowych w kierunku zmniejszenia stosunku ich średnich ciepł molowych.

Znaczne zwiększenie ciepła spalania prochu wpływa na zwiększenie szybkości palenia się prochu, o czym była mowa wyżej.

W tym miejscu pragnę jeszcze tylko dodać, że na skutek wprowadzenia metalu o znanych własnościach, jak duże przewodnictwo cieplne, trudne reagowanie ze składnikami masy prochowej i o dużej pojemności cieplnej - trudno przewidzieć charakter palenia się tego prochu, a więc mogą wystąpić tu dwa zasadnicze zjawiska:

- 1/ przyspieszenie szybkości palenia się,
- 2/ nierównomierność palenia się.

Do czynników tych należy dodać jeszcze niewiadomą technologię wyrobu tych prochów i ewentualne niebezpieczeństwo zapalenia przy ich wyrobie specjalnie na walcach i prasach.

W literaturze brak, niestety, wszelkich danych odnośnie prochów z dodatkiem metali, mimo że w paliwie ciekłym metale i ich sole są szeroko stosowane (B, Be i wodorek boru).

Drugi czynnik zmniejszania się stosunku średnich ciepł molowych gazów spalinowych jest niewątpliwie zachęcający do badań, gdyż teoretycznie, jak widać to z poniższego wykresu, zmiana powoduje znaczne zmiany w prędkości wylotowej gazów poroekcyjnych.

3. Przedłużenie wreszcie czasu trwania reakcji spalania w komorze rakiety może osiągnąć na kilku drogach:

- a/ zmniejszenie ciśnienia wewnątrz rakiety, co związane jest jednak, ogólnie biorąc, z całym szeregiem parametrów palenia jak i konstrukcji rakiety.

W pewnym sensie czynnik ten charakteryzuje empiryczny wzór, który wg literatury daje zbliżone wartości do rzeczywistych.

Wzór ten na średnie ciśnienie panujące w komorze rakiety ma następującą postać [6] :



- 96 -

$$P_{sr} = \left[ \frac{Sc (\varphi - \varphi_g)}{A_k \frac{dm}{dt}} \right]^{\frac{1}{1-n}},$$

gdzie:

S - powierzchnia palącego się prochu,

 $\varphi, \varphi_g$  - gęstość prochu i gazów spalinowych w komorze rakiety  
( $\varphi_g$  można przyjąć równe 0,5%),c i n - stałe z równania na szybkość palenia się  $r = c P^n$ , $A_k$  - przekrój krytyczny dyszy, $\frac{dm}{dt}$  - ubytek ciężaru prochu w czasie dt.

b/ Zmniejszenie szybkości palenia przez wprowadzenie do masy prochowej pewnych dodatków jak sadza i woski, o czym wyżej mówiono.

c/ Zmniejszenie powierzchni pełnej ziarna prochowego, co można osiągnąć przez zwiększenie średnicy lub zmianę kształtu ziarna prochowego, lub pokrycie pewnej części powierzchni ziarna dobrze przylegającą warstwą z materiału niepalnego (tzw. prochy opancerzone).

Jedną i drugą metodą zmniejszania warstwy palnej prochu jest obiektem badań i publikacje na ten temat obejmują dość znaczną ilość prac.

Na przeszkodzie w rozwijaniu grubości warstwy palnej ziarna stoją stosowane do wyboru prochów urządzenia, a przede wszystkim prasy, które musiałyby wytwarzać zbyt duże ciśnienie przy bardzo wysokiej temperaturze prasowania, co stwarza niebezpieczeństwo zapalania.

Opracowane nowe technologie pozwalają jednak na prasowanie lasek prochowych z jednym kanalikiem średnicy do 30 cm.

Odnosnie prochów opancerzowych, to opracowanie niepalnej masy jedynie w ograniczony sposób zabezpiecza ziarno od przerzutu płomienia.

Technologia powlekania, wydaje mi się, jest jeszcze do chwili obecnej bardzo kosztowna.

d/ Wreszcie uważam, że istnieje możliwość przedłużenia czasu palenia przez stopniowanie palenia się ziaren prochowych dzięki odpowiedniemu ich opakowaniu.

- 97 -

Streszczając powyższe należy stwierdzić, że istnieje możliwość dość znacznego o ok. 10 - 15% zwiększenia impulsu właściwego stałych paliw koloidalnych tak na drodze czysto chemicznej jak i mechanicznej.

Osiągnięcie jednak tego celu wymaga zorganizowanej pracy znacznej liczby odpowiednio przygotowanej kadry i odpowiednich urządzeń.

W podanych rozważaniach starałem się krótko uzasadnić potrzeby prowadzenia prac w odpowiednich kierunkach nad paliwem koloidalnym stałym. Kierunki te poniżej krótko przypominę:

1. Praca nad prochami typu nitroglicerynowych o dużym cieple spalania, z czym ściśle wiążą się zagadnienia kinetyki reakcji spalania;
2. Praca nad prochami z dodatkiem rozdrobnionych metali, z czym łączy się zagadnienie stosunku ciepła molowych gazów poreakcyjnych;
3. Praca w kierunku opracowania i opanowania technologii wytwarzania prochów o grubej warstwie palnej oraz prochów pancernych.

Ponadto istnieje potrzeba związanych z powyższymi prac z dziedziny konstrukcji rakiet na paliwo stałe, co nie wchodzi już w zakres niniejszego referatu.

## L i t e r a t u r a

- [1]. A.J. Zaehring - Weltraumfahrt 2, 1955.
- [2]. A.J. Zaehring - Weltraumfahrt 1, 1957.
- [3]. Jet Propulsion 2 /1/, 1957.
- [4]. S.S. Penner, Am. Journ. of Physics 1, 1952.
- [5]. L. Heger - Biuletyn I.Ch.St. 10, 1956.
- [6]. R.E. Clapson - The Journ. of Phys., a.colloid Chem. 6, 1950.

- 98 -

# TEORETYCZNA TEMPERATURA STREFY PŁOMIENIA

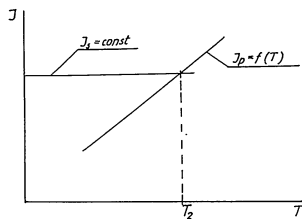
Mgr inż. Mieczysław Zembrzusi

/Katedra Technologii Związków Azotowych II, Politechnika  
Wrocławska/

Naszkicowana niżej metoda teoretycznego wyznaczania temperatury spalania opiera się na trzech zasadniczych założeniach, a mianowicie:

1. Proces spalania odbywa się adiabatycko-izolarycznie;
2. Gazy spalinowe osiągają stan równowagi termodynamicznej;
3. Spalanie jest całkowite.

Z założenia pierwszego wynika, iż entalpia substratów równa jest entalpii produktów. Jeżeli więc dany jest wykres przedstawiający entalpię produktów -  $I_p$  w funkcji temperatury -  $T$ , to prowadząc prostą  $I_p = I_s = \text{const}$  przetnie się linię  $I_p = f(T)$  w punkcie o współrzędnych  $(I_p, T_2)$ , gdzie  $T_2$  jest szukaną temperaturą spalania (rys. 1).



Rys. 1. Wyznaczanie temperatury spalania przy pomocy wykresu  $I_p = f(T)$ .

by punkty te leżały możliwie blisko szukanego punktu  $(I_p, T_2)$ . Czyni się to w ten sposób, że dla kilku, np. trzech zadanych

- 99 -

temperatur  $T_2', T_2'', T_2'''$  oblicza się odpowiadającą tym temperaturom entalpię spalania posługując się wzorem:

$$I_p|_T = \left[ \sum_{i=1}^n I_{p_i} r_i M \right]_T,$$

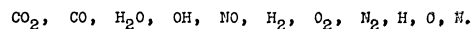
gdzie:

- $I_{p_i}$  - entalpia właściwa i-tego składnika w temperaturze  $T$ ,
- $r_i$  - udział molowy i-tego składnika w temperaturze  $T$ ,
- $M$  - ilość moli produktów powstałych z 1 kg substancji w temperaturze  $T$ .

Zachodzi więc konieczność wyznaczenia składu spalin, co jest najbardziej żmudnym i pracochłonnym fragmentem obliczeń. Skład spalin wyznaczyć można operując się na dwóch ostatnich z uzynionych na wstępie założeń.

Przed przystąpieniem jednak do wyznaczenia składu spalin należy zdać sobie sprawę z tego, jakie gazy mogą występować w spalinach.

Ponieważ zwykle stosowane paliwa składają się z węgla, wodoru, tlenu i azotu, należy przyjąć, iż w spalinach występują gazy:



Jeżeli paliwo 1 posiada skład następujący:

- węgiel -  $c$  gramo-atomów/1 kg paliwa,
- wodór -  $h$  gramo-atomów/1 kg paliwa,
- tlon -  $o$  gramo-atomów/1 kg paliwa,
- azot -  $n$  gramo-atomów/1 kg paliwa,

to równania bilansowe, które wolno ułożyć na podstawie założenia trzeciego przyjmą postać następującą:

1. Przez paliwo rozumie się tu substancje mogące się spalać bez dopływu utleniacza z zewnątrz. Paliwem w tym rozumieniu będzie np. proch jak również mieszanina benzyny z powietrzem, czy też spirytusu z kwasem azotowym.

- 100 -

dla węgla  $c = m_{CO_2} + m_{CO}$ ,dla wodoru  $h = 2m_{H_2O} + 2m_{H_2} + m_{OH} + m_H$ ,dla tlenu  $o = 2m_{O_2} + 2m_{CO_2} + m_{H_2O} + m_{NO} + m_{CO} + m_{OH} + m_O$ dla azotu  $n = 2m_{N_2} + m_{NO} + m_N$ ,

gdzie  $m$  z odpowiednim indeksem oznacza ilość moli danego gazu powstającą z 1 kg paliwa.

Te same równania wyrażone przez ciśnienia parcjale poszczególnych składników przyjmą poniższą postać:

$$c = \frac{M_c}{P_2} (P_{CO_2} + P_{CO}) ,$$

$$h = \frac{M_h}{P_2} (2P_{H_2O} + 2P_{H_2} + P_{OH} + P_H) ,$$

$$o = \frac{M_o}{P_2} (2P_{O_2} + 2P_{CO_2} + P_{H_2O} + P_{CO} + P_{NO} + P_O) ,$$

$$n = \frac{M_n}{P_2} (2P_{N_2} + P_N + P_{NO}) ,$$

gdzie  $p$  z odpowiednim indeksem oznacza ciśnienie parcjale danego gazu, a  $p_2$  - ciśnienie całkowite.

Równania bilansowe dostarczyły czterech równań; niewiadomych jest jednak jedenaście, gdyż tyle składników gazowych występuje w spalinach. Potrzeba więc dalszych siedmiu niezależnych równań, które otrzymać można w oparciu o założenie drugie. Jeżeli bowiem układ znajduje się w stanie równowagi termodynamicznej, to ilość niezależnych równań określających dysocjację poszczególnych składników równa jest ilości składników minus ilość pierwiastków tworzących te składniki. Ponieważ składników jest 11, pierwiastków 4, więc do dyspozycji stoi 7 równań równowagi:

$$1. K_1 = \frac{P_{CO} P_{O_2}}{P_{CO_2}} ,$$

- 101 -

$$2. K_2 = \frac{P_{H_2} P_{O_2}}{P_{H_2O}} \quad \text{albo:} \quad K_{2a} = \frac{P_{CO} \cdot P_{H_2O}}{P_{CO_2} P_{H_2}} ,$$

$$3. K_3 = \frac{P_{OH} P_{H_2}}{P_{H_2O}} ,$$

$$4. K_4 = \frac{P_{NO}^2}{P_{H_2O}^2} ,$$

$$5. K_5 = \frac{P_H^2}{P_{H_2}} ,$$

$$6. K_6 = \frac{P_O^2}{P_{O_2}} ,$$

$$7. K_7 = \frac{P_N^2}{P_{N_2}} .$$

Dla wyeliminowania występującej w równaniach bilansowych zmiennej  $M_c$  układu się stosunki poszczególnych równań bilansowych:

$$\frac{c}{n} = \frac{P_{CO} + P_{CO_2}}{2P_{H_2} + P_{NO} + P_N} = Q ,$$

$$\frac{h}{n} = \frac{2P_{H_2O} + P_{H_2} + P_{OH} + P_H}{2P_{N_2} + P_{NO} + P_N} = R ,$$

$$\frac{o}{c} = \frac{2P_{O_2} + 2P_{CO_2} + P_{H_2O} + P_{CO} + P_{OH} + P_{NO} + P_O}{2P_{CO_2} + P_{CO}} = S .$$

Jedenastym wreszcie równaniem jest suma ciśnień parcjalnych, która musi być równa założonemu ciśnieniu  $P_z$ :

$$P_z = \sum_{i=1}^{11} P_i .$$

- 102 -

Rozwiązywanie podobnego układu równań jest zajęciem, ze względu na dużą ich ilość, żmudnym i pracochłonnym. Ponieważ istnieje zarazem możliwość popełniania omyłek liczbowych, które nie wykryte w porę wyjść mogą na jaw dopiero przy końcu obliczeń nieważąc cały ich trud, odpowiednie jest przyjęcie takiej metody przybliżonego rozwiązania, która:

1. Pozwala na dowolnie dokładne rozwiązanie;
2. Daje możliwość częstego sprawdzania poprawności już przeprowadzonych obliczeń.

Tym wymaganiom odpowiada metoda kolejnych przybliżeń. Polega ona, z grubsza rzecz biorąc na tym, że zakłada się, iż ciśnienie parcjalne niektórych, powstających z dysocjacji gazów, przyjmują wartości stałe, co powoduje wyeliminowanie z układu odpowiedniej ilości równań. Tych równań należy wyeliminować tyle, by układ utworzony przez pozostałe równania dał się rozwiązać jakimś prostym sposobem. Wyeliminowanie np. pięciu równań dysocjacji pozwala na stosunkowo proste rozwiązanie układu pozostałego przez podstawienie. Eliminacja zaś sześciu równań sprowadza pozostałe nawet do równania kwadratowego.

Nazwijmy te gazy, których ciśnienia wchodzą do skróconego układu, gazami głównymi, a gazy pozostałe - ubocznymi. Rozwiązując układ skrócony przy podstawianiu za ciśnienia gazów ubocznych zera, otrzymuje się ciśnienie gazów głównych, co stanowi pierwsze przybliżenie rozwiązania całości. Z kolei do pominiętych uprzednio równań dysocjacji podstawia się znane już ciśnienia gazów głównych i wylicza się ciśnienia gazów ubocznych.

W drugim przybliżeniu za ciśnienie gazów ubocznych podstawia się już nie zero, ale wartości wyliczone na podstawie przybliżenia pierwszego. Postępując dalej w ten sposób można uzyskać wystarczająco dokładne rozwiązanie całego układu.

Niezbędna ilość kroków przybliżeniowych zależy przede wszystkim od temperatury, dla której przeprowadza się obliczenie. Współczynniki dysocjacji na ogół rosną początkowo z temperaturą bardzo szybko, lecz w niższych temperaturach, do pewnej granicy, są tak małe, że można je pominąć, co ogranicza obliczenia do pierwszego przybliżenia.

- 103 -

W literaturze spotyka się różne wartości temperatury, poniżej której można zaniedbać występowania gazów pochodzących z dysocjacji. W każdym bądź razie, jeżeli obliczenia przeprowadza się na suwaku i wystarczająca jest temperatura obliczona z dokładnością około 50°C, to dla temperatur poniżej 2200°K liczenie dalszych przybliżeń niż pierwsze jest zbędne.

Wspomniano poprzednio, że w pierwszej fazie obliczeń przyjmuje się, iż ciśnienia parcjalne szeregu gazów równają się zeru. Wybór jednak tych gazów nie jest rzeczą obojętną. Nie właściwe założenie ciśnień parcjalnych mogących równać się zeru prowadzi do znacznego przedłużenia obliczeń, ewentualnie nawet do błędnych, np. ujemnych wyników. Dla uniknięcia tych trudności okazało się rzeczą korzystną podzielenie paliw, w zależności od ich składu, na kilka grup i określenie, jakimi równaniami, prócz równań bilansowych, należy się posługiwać w pierwszym przybliżeniu.

Dobre rezultaty daje tu podział paliw w zależności od stosunku tlenu do węgla i wodoru na trzy następujące grupy:

$$\text{Gr. I: } C < 0.2c; \quad \text{Gr. II: } 2c < 0.2c + \frac{h}{2}; \quad \text{Gr. III: } 0 > 2c + \frac{h}{2}.$$

Dla Gr. I ze względu na znaczny niedobór tlenu i w związku z tym - bardzo małą ilość swobodnego tlenu w spalinach, wystarczy w pierwszym przybliżeniu uwzględnić reakcję gazu wodnego. To założenie sprowadza układ równań pierwszego przybliżenia do równania kwadratowego.

Dla Gr. II uwzględnienie tylko reakcji gazu wodnego jest już niewystarczające, gdyż należy się liczyć z występowaniem tlenu pochodzącego z dysocjacji CO<sub>2</sub>. Do równań pierwszego przybliżenia nie wchodzi zatem równania reakcji gazu wodnego i równania dysocjacji CO<sub>2</sub>. Ten układ równań po pewnych przekształceniach najwygodniej się rozwiązuje przez zakładanie wartości M<sub>r</sub>.

Dla Gr. III, gdzie zawsze występuje nadmiar tlenu w spalinach, równowagi gazu wodnego nie uwzględnia się. Przyjmuje się natomiast, że przebiegają reakcje dysocjacji CO<sub>2</sub> i H<sub>2</sub>O. Układ najwygodniej jest rozwiązywać przez podstawienie P<sub>02</sub>.

Zachodzi teraz pytanie, jak się przedstawia stosunek temperatury teoretycznie obliczonej do temperatury uzyskanej drogą pomiarową i co jest przyczyną ewentualnych rozbieżności.

- 104 -

Przeprowadzone pomiary wykazują, iż temperatura zmienna jest niższa od temperatury obliczonej teoretycznie; przyczyną zaś tej rozbieżności jest fakt, iż w silniku raketowym te założenia, na podstawie których oblicza się temperaturę, nie są ściśle realizowane. I tak, przede wszystkim spalanie w silniku nie przebiega adiabatycznie. Pewna ilość energii odpływa zawsze do otoczenia, co powoduje obniżenie temperatury wewnątrz silnika. Ponadto w silniku mimo wysokiej temperatury i ciśnienia spaliny prawdopodobnie nie osiągają stanu równowagi termodynamicznej, co również może być powodem obniżenia temperatury. Przy teoretycznym bowiem obliczaniu temperatury przyjmuje się niejako, iż paliwo w trakcie spalania rozpada się całkowicie na elementy, z których dopiero tworzą się związki i to w ilościach określonych równaniami stałych równowagi. W rzeczywistości proces ten przebiega w sposób znacznie bardziej skomplikowany i jest możliwe, iż związki chemiczne lub mieszaniny składające się na paliwo mogą się całkowicie na elementy nie rozpadać, lecz może nastąpić tylko częściowe przerwanie wiązań i wytworzenie grup atomowych, co wpływa na zmianę składu gazów spalinowych, a w konsekwencji - na obniżenie temperatury spalania.

- 105 -

# ZAGADNIENIE ROZPYLANIA SKŁADNIKÓW PALIWA W SILNIKACH RAKIETOWYCH

Mgr inż. Waldemar Bołdaniuk

/Katedra Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej/

## Wstęp

Jedną z osobliwości pracy komory spalania silników raketowych na paliwo płynne jest krótki okres pobytu składników w komorze. Okres ten w przypadku ziego rozpylania znacznie może się powiększyć i dlatego zagadnienie dobrego rozpylania składników jest poważnym problemem. Złe rozpylanie może spowodować miejscowe niejednorodności rozpylanych strug, straty energetyczne wynikające z niecałkowitego spalania, naruszenie stabilności procesu spalania, a nawet w efekcie ostatecznym zniszczenie komory.

W niniejszej pracy postaram się przedstawić pokrótce problem rozpylania płynów w komorach silników raketowych. Będą nań składały się takie zagadnienia jak: konstrukcja typowych rozpylaczy, różne postacie strug, rozpad strugi na krople, możliwość teoretycznego obliczenia długości nierozpadającej się części strugi i maksymalnej średnicy kropli oraz możliwości teoretycznego zbadania rozkładu (rozdziału) kropeł względem wymiarów. Będą podane też niektóre cechy charakterystyczne metod doświadczalnych służących do określania wyżej wymienionych parametrów.

## Typowe rodzaje rozpylaczy

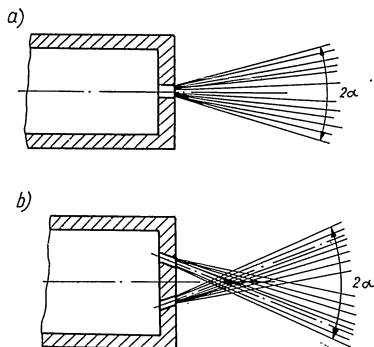
Dobre wymieszanie składników oraz równomierne zapełnienie nimi komory osiąga się wtedy, gdy krople są możliwie bardzo drobne. Konstrukcja rozpylaczy powinna więc zabezpieczyć możliwość otrzymania kropeł o jak najmniejszych średnicach.

- 106 -

Zasadniczo rozróżniamy rozpylacze typu strumieniowego i odśrodkowego.

#### Rozpylacze strumieniowe

Podstawową cechą charakterystyczną rozpylaczy tego typu jest przede wszystkim prostota ich wykonania. Są to otwory wiercone bezpośrednio w głowicy komory (rys. 1a). Mają jednak



Rys. 1

bardzo istotną wagę, a mianowicie: długość strefy, w której struga jeszcze się nie rozpada, jest stosunkowo duża. W wyniku tego otrzymuje się dużą długość strefy rozpylania, co pociąga za sobą konieczność zaprojektowania długiej komory. Nie jest to odpowiednie z wielu względów. Oprócz tego,

wymieszania za pomocą tych rozpylaczy jest bardzo trudne.

Rozpad strugi paliwa na krople w rozpylaczach tego typu spowodowany jest tarciami między strugą a gazami znajdującymi się w komorze oraz drganiami ciśnienia w strudze. Kąt stożka rozpylania  $2\alpha$  dla rozpylaczy tego typu jest bardzo mały i wynosi  $10 - 15^\circ$ . W celu zwiększenia kąta stożka rozpylania rozpylacze strumieniowe są tak zaprojektowane, aby wypływające strugi wzajemnie zderzały się (rys. 1b). W wyniku zderzenia się strug otrzymuje się lepsze rozpylenie w mniejszej strefie. Średnica otworu rozpylacza strumieniowego powinna zawierać się w granicach od 0,8 do 2,5 mm. Nie jest właściwe wykonywanie otworów mniejszej średnicy ze względów technologicznych i samej eksploatacji (zanieczyszczanie się otworów) oraz otwo-

- 107 -

rów większych, gdyż wtedy struga jest bardzo mocna i niezbyt dobrze rozpada się na krople.

Należy zwrócić uwagę na współczynnik wydanku  $\xi$  dla tego rodzaju rozpylaczy. Zachodzi w tym przypadku zjawisko przewężenia strugi (rys. 2). Przewężenie strugi i związany z tym

współczynnik wydanku zależy od stosunku długości otworu rozpylacza do jego średnicy  $d$ . Np. przy  $l/d = 0,5 \div 1$  wartość  $\xi = 0,60 - 0,65$ , natomiast przy  $l/d = 2 \div 3$   $\xi = 0,75 - 0,85$ .

Spowodowane jest

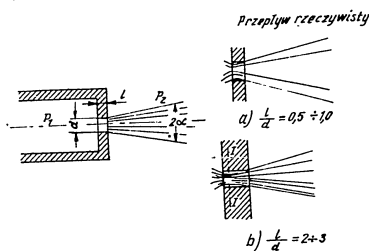
to tym, że w drugim przykładzie w przekroju 1-1 (rys. 2) na skutek rozrzedzenia ciśnienia jest mniejsze aniżeli w pierwszym, natomiast wzrasta prędkość przepływu i dlatego też wzrasta wydatek.

#### Rozpylacze odśrodkowe

Rozpylacze te w przeciwieństwie do strumieniowych powodują zawirowanie podawanego płynu. Dzięki temu płyn wychodzący z dyszy rozpylacza początkowo tworzy ciekłą warstwę stożkową, która na skutek sił bezwładności rozpada się na krople. Otrzymany przy tym kąt stożka rozpylania osiąga wartość  $120^\circ$ . Krótki pódopusz paliwa pozwala na zmniejszenie strefy rozpylania.

Wady rozpylaczy odśrodkowych wynikają przede wszystkim z trudności technologicznych wykonania ich oraz rozmieszczenia ze względu na ograniczoną powierzchnię głowicy.

Zawieranie strumienia może być zrealizowane w dwojaki sposób: za pomocą podania płynu do komory rozpylacza przez otwór styczny do tejże komory, którego osi jest prostopadła do osi



Rys. 2

Ze wzoru na prędkość obrotową cząstki płynu znajdującej się w otworze wyjściowym rozpylacza odśrodkowego na odległości  $r$  od osi rozpylacza:

$$W_{obr} = \frac{W_{wej} R_{wej}}{r} \dots\dots\dots (1)$$

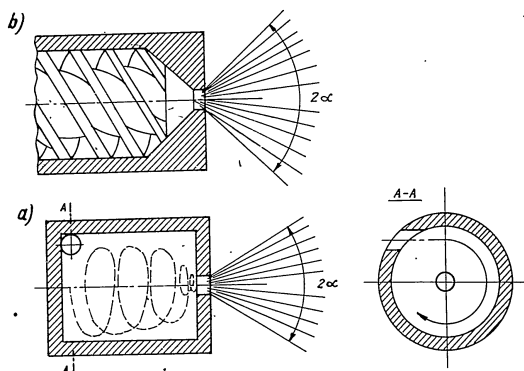
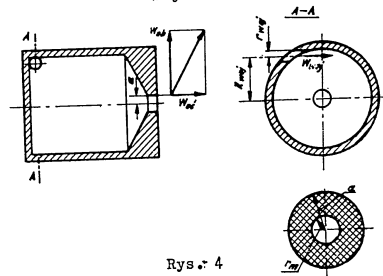
$$\frac{P}{\pi} = H - \frac{W_{obr}^2}{2g} + \frac{W_{os}^2}{2g} \dots\dots\dots (2)$$


Рис., 3

- 109 -

Spadek ciśnienia spowodowany siłami tarcia między przekro-  
jem wejściowym i wyjściowym a także pole strumienia gazowego  
we wzorze na wydatek - uwzględnia się za pomocą jednego współ-  
czynnika wydatku  $\xi$ .

$$A = \frac{R_{wej} \cdot a}{r_{wej}} \quad \dots\dots\dots (3)$$


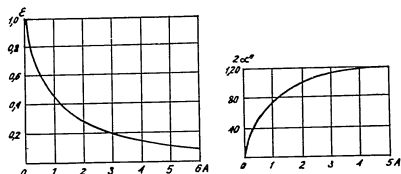
Rys. 4

dla płynu rzeczywistego określonej lepkości wartość współczynnika wydátka zwiększa się. Pomimo że w wyniku tarcia i spowodowanych z tego powodu strat ciśnienia wartość jego zmniejsza się, to jednak z drugiej strony tarcie zmniejsza intensywność wiru, przy czym wpływ ostatniego na wydatek jest znacznie większy

- 110 -

od poprzedniego. Z rys. 5 widać, że dużym wartościom kąta rozpylania odpowiadają małe wydatki płynu. Dlatego też należy przyjmować wartości optymalne charakterystyki geometrycznej w granicach 1,5 - 4.

Na zakończenie tego krótkiego przeglądu rozpylaczy należy zwrócić uwagę na możliwość rozwiązania konstrukcyjnego roz-



Rys. 5

Jak widzimy z rysunku, paliwo, wypływając przez szczelinę kołową, tworzy warstwę cylindryczną, natomiast utleniacz za pomocą rowka śrubowego otrzymuje ruch wirowy i wypływa cienką warstwą, która przecina się z osłoną cylindryczną utworzoną przez paliwo. Rozpylacze tego typu dają dobre wymieszanie składników i ich rozpylenie, natomiast ich wykonanie jest bardzo skomplikowane.

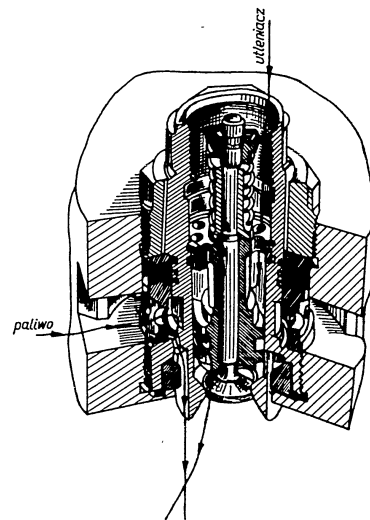
Ilość rozpylaczy i ich rozmieszczenie w głowicy ma również wpływ na rozpylenie. Otóż wg danych Baxtera wynika, że przeciętna średnica kropli nafty otrzymywanej przy rozpylaniu za pomocą rozpylacza średnicy wyjściowej 2 mm przy różnicy ciśnień 7 atm, równa jest  $140 \mu$ . Odpowiadający wydatek nafty wynosi 0,11 kg/sek, co łącznie z odpowiednią liczbą rozpylaczy tlenowych daje siłę ciągu 70 kg.

W celu zabezpieczenia większej siły ciągu liczba rozpylaczy powinna wzrosnąć proporcjonalnie. Wymaga to jednak zwiększenia wymiarów głowicy, co pociąga za sobą nadmierne powiększenie wymiarów komory, a to nie jest właściwe. Czy istnieje więc możliwość zmniejszenia ilości rozpylaczy bez zmniejszenia siły ciągu? Tak, można to uzyskać po pierwsze - przez zwiększenie otworów wyjściowych rozpylaczy i po drugie - przez zwiększenie

pylacza dwuczęściowego, stanowiącego połączenie rozpylacza strumieniowego z odśrodkowym. Przykład rozpylacza tego typu przedstawiony jest na rys. 6.

- 111 -

różnicy ciśnienia. Jest to jednak niedogodne. W przypadku pierwszym otrzymuje się gorsze rozpylenie i powiększa się czas spalania, w drugim - odwrotnie, otrzymuje się lepsze rozpylenie, ale wzrasta znacznie ciśnienie w koszulce chłodzącej. Z drugiej strony, chcąc zabezpieczyć kropelom w komorze niezbędną przestrzeń, która pozwoliłaby na uniknięcie zlewania się kropli w strumieniu, niezbędne pole komory powinno być 100 razy większe od przekrojów wyjściowych rozpylaczy. Tak więc problem ten powinien rozwiązać sam konstruktor i to po rozpatrzeniu całokształtu zagadnienia na drodze zależności optymalnych.



Rys. 6

Jeżeli chodzi o rozmieszczenie rozpylaczy w głowicy, to musi ono zapewnić dobre wymieszanie i równomierne wypełnienie komory składnikami.

Schematyczne rozmieszczenie rozpylaczy w głowicy wg Siniarjewa i Dobrowolskiego przedstawiono na rys. 7.<sup>1</sup>

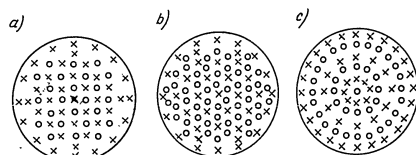
Wniosek jest prosty. Przez równomierne rozmieszczenie rozpylaczy otrzymuje się równomierny rozkład paliwa i utleniacza

1. o - rozpylacze utleniacze; x - rozpylacze paliwa (od red.).



- 112 -

w poprzecznym przekroju komory spalania. Należy przy tym zachować odpowiednią kolejność rozpylaczy paliwa i utleniacza. Z przedstawionego schematu rozmieszczenia rozpylaczy w szachownicy (rys. 7a) widać, że ilość rozpylaczy utleniacza i



Rys. 7

paliwa. Aby taki stosunek uzyskać, należy zwiększyć przekrój wyjściowy rozpylaczy otrzymując przy tym mocne strugi utleniacza, które niestety bardzo źle się mieszają ze słabymi strugami paliwa.

Rozmieszczenie rozpylaczy "ulowe" (rys. 7b) pozwala na otrzymanie większej ilości rozpylaczy utleniacza w porównaniu z paliwami. Oprócz tego, każdy z rozpylaczy paliwa otoczony jest kilkoma rozpylaczami utleniacza, co dobrze sprzyja rozpadowi strug i wzajemnemu wymieszaniu się.

Przy rozmieszczeniu koncentrycznym rozpylaczy (rys. 7c) otrzymuje się również dobre wymieszanie i rozpylenie oraz upraszcza się znacznie doprowadzenie paliwa.

Rozmieszczenie rozpylaczy wpływa również na warunki chłodzenia ścianek komory i samej głowicy. Jednak tego zagadnienia nie będziemy tutaj poruszać.

#### Obszary procesu rozpylania

Proces rozpylania jest pierwszym procesem zachodzącym w komorze spalania. Można rozróżnić w nim obszary: redukcji, rozpadu i rozpylania wtórnego.

Obszar redukcji. W obszarze redukcji wypływająca z rozpylacza struga płynu stanowi jeszcze zwartą masę.

- 113 -

Obszar rozpadu. Obszar rozpadu znajduje się tuż za obszarem redukcji. Charakteryzuje się on rozpadaniem się strugi na krople oraz całkowitym "beźładem" kropeł i otaczającego je środowiska. Przy dużej gęstości kropeł często zachodzi powtórne ich zubożenie, ponowny rozpad itd.

Obszar rozpylania wtórnego. Styka się on z obszarem rozpadu. Rozpadają się w nim te krople, które osiągnęły objętości większe od krytycznych. Objętość krytyczna jest teoretycznie maksymalną objętością, jaką może mieć kropla.

#### Rozpad płynnych strug Postacie rozpadu strugi

Rozpad płynnych strug może odbywać się w różny sposób w zależności od warunków kształtujących proces rozpylania. Typowe postacie przedstawione są w tablicy 1.

Te trzy postacie rozpadu Ohnesorge ujął w postaci wykresu liczby  $Z = f(Re)$  (rys. 8), przy czym  $Z = We/Re$  jest liczbą Ohnesorge, gdzie:

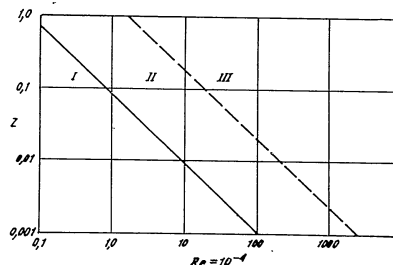
$$We = U \sqrt{2 \rho a / \sigma} \quad \text{— liczba Webera,}$$

$$Re = 2U \rho a / \eta \quad \text{— liczba Reynoldsa}$$

i odpowiednio:

$U$  — średnia prędkość strugi,  
 $a$  — promień otworu wyjściowego rozpylacza,  
 $\rho$  — gęstość płynu,  
 $\sigma$  — napięcie powierzchniowe,  
 $\eta$  — dynamiczna lepkość płynu.

Zachodzi jednak pewna obawa, czy takie dość jednoznaczne rozgrani-



Rys. 8

- 114 -

czenie postaci rozpadu nie wprowadzi badacza w błąd, jeżeli będzie on rozpatrywał wartości graniczne. W tym przypadku nie można opierać się tylko na obliczeniach, lecz należy również zwrócić uwagę na całokształt procesu rozpylania.

#### Teorie rozpadu strugi płynu

Rozpad płynnych strug był badany przez szereg eksperymentatorów. Najstarsza teoria Lorda Rayleigha opublikowana w r. 1892 opisywała rozpad idealnego płynu w wyniku drgań obrotowo-symetrycznych strugi. Długość fali najbardziej narastającej  $l_{opt}$  w pierwszym przybliżeniu będzie równa:

$$l_{opt} = d\pi\sqrt{2}, \quad \dots\dots (4)$$

gdzie  $d$  - średnica otworu wyjściowego rozpylacza.

Natomiast wskaźnik narastania odpowiadający  $\mu_{opt}$ :

$$\mu_{opt} = \sqrt{\frac{6}{\rho d^3}}. \quad \dots\dots (5)$$

Dla płynu idealnego ( $\eta = 0$ ) w rezultacie rozpadu strugi bez udziału środowiska, w którym ona rozpada się, objętość kropli  $V_k$  nie może zależeć od napięcia powierzchniowego:

$$V_k = \frac{\pi d^2}{4} l_{opt} = \frac{\pi^2 d^3}{4} \sqrt{2}. \quad \dots\dots (6)$$

Weber teorię Rayleigha rozciągnął na płyny rzeczywiste i otrzymał następujące wyrażenia na optymalną długość fali, współczynnik narastania i objętość kropli:

$$l_{opt} = \pi d \sqrt{2 \left( 1 + \sqrt{\frac{9 \eta^2}{6 \rho d}} \right)}, \quad \dots\dots (7)$$

$$\mu_{opt} = \frac{1}{\sqrt{\frac{9 \eta^2}{6 \rho d}} + 2 \frac{\eta}{\rho d}}, \quad \dots\dots (8)$$

$$V_k = \frac{\pi}{4} d^2 l_{opt} = \frac{\pi^2 d^3}{4} \sqrt{2 \left( 1 + \sqrt{\frac{9 \eta^2}{6 \rho d}} \right)}. \quad \dots\dots (9)$$

- 115 -

Weber rozpatrzył również teoretycznie strugę płynu poruszającą się w powietrzu. Okazało się, że wpływ środowiska jest znikomy i dlatego wyrażenie na optymalną długość fali  $l_{opt}$  przy uwzględnieniu środowiska można przedstawić w prostej postaci:

$$l_{opt} = d\pi\sqrt{2} + \text{const} \frac{\rho_p}{\rho}, \quad \dots\dots (10)$$

gdzie  $\rho_p$  oznacza gęstość powietrza.

Na teorii Webera i Rayleigha oparte są w pewnym stopniu wszystkie współczesne teorie. Należy podkreślić, że znalezienie takich parametrów rozpadu, jak długość nierozpadającej się części strugi, maksymalna średnica kropli i rozkład kropel - wg wymiarów na drodze czysto teoretycznej jest niemożliwe. Wszystkie znane dotychczas zależności mają charakter pół-empiryczny. Przy otrzymywaniu zależności najczęściej opierano się na metodzie założeń prawdopodobnych. Polega ona na tym, że formułuje się pewne prawdopodobne założenie odnośnie mechanizmu kierującego procesem. Słuszność tych założeń i stopień wpływu poszczególnych czynników na dane zjawisko ustala się drogą doświadczalną.

Długość nierozpadającej się części strugi. Opierając się na danych doświadczalnych i wnioskach Webera Baron założył, że długość nierozpadającej się części strugi  $L$  jest wprost proporcjonalna do prędkości strugi  $U$  oraz że wpływ lepkości może być uwzględniony za pomocą liczby  $Re$ . Zaproponował on następujące wyrażenie funkcjonalne na bezwymiarową długość nie rozpadającej się części strugi:

$$L/2a = We f(Re). \quad \dots\dots (11)$$

Natomiast odpowiadające temu równanie empiryczne będzie miało postać:

$$L = 3,4a We(Re_1)^{-5/8} \quad \dots\dots (12)$$

lub:

$$L = 985(U^3 \eta^5 a^7 / \rho^6)^{1/8}, \quad \dots\dots (13)$$

- 116 -

gdzie

$$Re_1 = Re \cdot 10^{-4}.$$

Równanie (13) jest zgodne z doświadczeniem. Stąd też wypływa wniosek, że różnica w charakterystykach rozpylania płynów silnie parujących i bardzo stałych może być całkowicie opisana liczbami  $We$  i  $Re$  i nie ma potrzeby uwzględniania prędkości parowania. Z równania (13) widzimy, że wartość  $L$  rośnie przy wzroście prędkości strugi, lepkości i promienia otworu wyjściowego rozpylacza, natomiast odwrotnie - maleje przy wzroście gęstości i napięcia powierzchniowego płynu.

Haenlein zaproponował inne wyrażenie na długość nierozpadającej się części strugi, które odpowiada płynom znacznej lepkości (np. ciężkie paliwa naftowe):

$$L = 189 \left[ U^3 a^7 \left( \frac{\rho}{\rho_1} \right)^4 \left( \frac{\eta}{\rho_1} \right)^5 \right]^{\frac{1}{8}}. \quad \dots (14)$$

W wyrażeniu tym  $\rho_1$  jest dynamiczną lepkością gazów,  $\rho_1$  - gęstością gazów.

Wartości teoretyczne Haenleina znacznie różnią się od danych Barona. Świadczy to o innym mechanizmie kierującym procesem rozpylania paliw ciężkich.

#### Maksymalna średnica kropli

Poruszająca się bardzo szybko struga płynu w komorze nawiązuje kontakt z gazami, dzieli się na cząstki różnych wielkości i kształtów. Większe cząstki rozpadają się w dalszym ciągu na drobniejsze, a małe pod wpływem napięcia powierzchniowego przyjmują zwykle postać kulistą. Usiłowania nasze będą skierowane na podanie kryteriów, które w oparciu o siły uczestniczące w rozpadzie strugi pozwolą na otrzymanie ogólnej zależności, z której można by było obliczyć średnicę maksymalną.

Postaram się przedstawić rozumowania i wyniki niektórych badaczy.

Tyler przyjął, że objętość kropli (którą uważał za sferyczną) otrzymanej w rozpadzie pierwotnym strugi równa jest objętości walca o promieniu równym promieniowi strugi i wysokości

- 117 -

równej długości fali najszybciej narastającego zaburzenia. Otrzymana w ten sposób wartość bezwymiarowa maksymalnej średnicy kropli wyrazi się wzorem:

$$D_{\max}/2a = \sqrt[3]{1,5 (l/2a)}, \quad \dots (15)$$

gdzie

$D_{\max}$  - średnica maksymalna kropli,

$l$  - długość fali najszybciej narastającego zaburzenia.

Wielkość  $l$  była określona doświadczalnie.  $D_{\max}$  otrzymana z równania (15) nie zgadzała się jednak z danymi doświadczalnymi.

Z innego założenia przy rozpatrywaniu maksymalnej średnicy kropli wyszedł Holroyd. Oparł się on na założeniu, że przepływ turbulentny strugi jest głównym czynnikiem rozpadu. Tak więc jego rozumowanie sprowadza się do znalezienia zależności na maksymalną średnicę kropli  $D_{\max}$  od liczb bezwymiarowych Webera  $We$  i Reynoldsa  $Re$ . Holroyd porównał więc wartość siły odśrodkowej, która dąży do naruszenia strugi, do siły powierzchniowej przeciwdziałającej jej i otrzymał następujące równanie na  $D_{\max}$ :

$$D_{\max} = k \sqrt[3]{6/\rho \omega^2}, \quad \dots (16)$$

gdzie

$k$  - stała proporcjonalności,

$\omega$  - średnia prędkość kątowa strugi płynu.

Po podstawieniu wartości na prędkość kątową i stałą proporcjonalności określoną doświadczalnie otrzymujemy równanie ostateczne:

$$D_{\max} = \sqrt[3]{\frac{4a^2 \sigma}{\rho U^2}} (2,53 + 0,000395 \frac{\rho a U}{\eta}) \quad \dots (17)$$

Z równania (17) wynika, że maksymalna średnica kropli będzie się zwiększała, jeżeli wzrasta promień otworu wyjściowego rozpylacza i napięcie powierzchniowe i będzie się zmniejszała przy zwiększaniu lepkości.

- 118 -

Zwiększenie prędkości będzie zmniejszało maksymalną średnicę kropli dla  $Re < 11,9 \cdot 10^4$  i będzie zwiększało ją dla większych wartości liczby  $Re$ . Podobnie, zwiększenie gęstości płynu będzie zmniejszało średnicę kropli dla  $Re < 2,975 \cdot 10^4$  i zwiększało ją dla większych wartości.

#### Kryterium rozpylania wtórnego

Obecnie zastanawiamy się nad kryterium rozpadu kropli określonego mianem rozpylania wtórnego. Chodzi o znalezienie zależności kryterialnej, za pomocą której można by było określić dolną granicę rozpylania wtórnego.

Wychodząc z założenia, że rozpad kropli zachodzi wtedy, gdy opór środowiska przewyższa siły bezwładności, Littaye doszedł do wniosku, że przejście od rozpylania pierwotnego do wtórnego zależy od wartości iloczynu  $We \sqrt{\alpha}$ , gdzie

$$\alpha = \rho_1^{1/2} / 2\rho - \text{stosunek gęstości,}$$

$$\rho_1 - \text{gęstość gazów w komorze,}$$

$$\rho - \text{gęstość płynu.}$$

Krytyczna wartość iloczynu  $We \sqrt{\alpha}$  podana przez Miesego równa jest 6,35. Wartość krytyczna wg danych Richardsona i Meringtona wynosi 6,3, co jest prawie zgodne z wielkością poprzednią. Również wyniki otrzymane przez Ohnesorgego na wartość krytyczną  $We \sqrt{\alpha} = 6,36$  dla wody i 6,69 dla azotu są zgodne z kryterium Littayego.

Wspomniana wcześniej zależność Ohnesorgego  $Z = f(Re)$  dla przypadku rozpylania wtórnego może być zapisana w następującej postaci otrzymanej drogą doświadczeń:

$$U^{0,92} (\rho_a)^{0,12} \eta^{0,08} \sigma^{-0,5} = \text{const} \quad \dots (18)$$

Z równania (18) widać, że rozpylanie wtórne może być wywołane przez zwiększenie prędkości strugi, promienia otworu wyjściowego rozpylacza, gęstości i lepkości płynu lub przez zmniejszenie napięcia powierzchniowego.

Opierając się na twierdzeniu prof. Akerta, że rozpad kropli podlega takim samym prawom co i rozpad strugi - Froesch stwo-

- 119 -

rzył kryterium rozpadu kropli opierające się na kryteriach zawierających siły uczestniczące przy rozpadzie strugi oraz dane doświadczalne.

Należy wymienić następujące siły, które biorą udział w rozpadzie kropli:

$$\begin{aligned} &\text{siła bezwładności płynu} \quad \rho U_{D_{\max}}^2, \\ &\text{siła powierzchniowa} \quad \sigma D_{\max}, \\ &\text{siła lepkości płynu} \quad \eta U_{D_{\max}}, \\ &\text{siła bezwładności powietrza} \quad \rho_1 U_{D_{\max}}^2. \end{aligned}$$

Z doświadczeń Haenleina wynika, że efektywność rozpylania zależy przede wszystkim od prędkości przepływu strugi  $U$ , a więc od wewnętrznej turbulentności płynu. Dla kropli stopień turbulentności może być scharakteryzowany stosunkiem sił powierzchniowych do sił bezwładności, a stąd wynika pierwsze kryterium:

$$z_1 = \frac{\sigma}{\rho U_{D_{\max}}^2}; \quad \dots (19)$$

Drugie kryterium zawierające lepkość płynu Troesch podaje w następującej postaci:

$$z_2 = \frac{\eta^2}{\sigma \rho D_{\max}}; \quad \dots (20)$$

Wpływ sił aerodynamicznych może być scharakteryzowany przez trzecie kryterium zawierające np. siły bezwładności powietrza i płynu

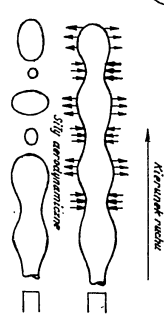
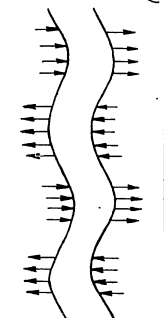
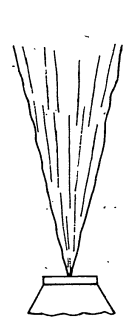
$$z_3 = \frac{\rho_1}{\rho}; \quad \dots (21)$$

Równanie funkcjonalne dla tych trzech kryteriów jest następujące:

$$F(z_1, z_2, z_3) = K = \text{const} \quad \dots (22)$$

W oparciu o teorię Webera, warunki graniczne i pewne doświadczenia równanie (22) można przedstawić w następującej postaci:

- 120 -

| Postać rozpadu                                                                               |  | Opis procesu rozpadu                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |  |
|----------------------------------------------------------------------------------------------|--|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--|
| Rozpad na krople przy drganiach przy drganiach obrotowo-symetrycznych. Postać I wg Haenleina |  | Płyn tworzy strugę i rozpada się na krople w wyniku drgań obrotowo-symetrycznych (wywołanych początkowymi zaburzeniami w rozpylaczu). Siły aerodynamiczne zwiększają amplitudę drgań.                                                                                                                                                                                                                                                                                                   |  |
| Rozpad przy drganiach śrubowo-symetrycznych. Postać II wg Haenleina                          |  | Struga płynu przenosi drgania falowe, które powodują jej rozpad                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |  |
| Rozpylanie wtórne. Postać III wg Holfeldera                                                  |  | Płyn wychodzący z rozpylacza z dużą prędkością rozpada się nieprawidłowo w wyniku wewnętrznej burzliwości                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |  |
| Duża prędkość wypływu                                                                        |  | Rozpad strugi płynu                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |  |
|                                                                                              |  | <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="text-align: center;"> <p>a)</p>  </div> <div style="text-align: center;"> <p>b)</p>  </div> <div style="text-align: center;"> <p>c)</p>  </div> </div> |  |

- 121 -

$$z_1(1 + \alpha_1 z_2)^{1/12} (1 - \alpha_2 z_3) = K. \quad (23)$$

W równaniu tym  $K, \alpha_1, \alpha_2$  są stałymi, które należy określić doświadczalnie. W tym celu niezbędne są doświadczenia, które zabezpieczyłyby możliwie stałą prędkość przepływu płynu oraz dużą ilość kropeł o maksymalnych wymiarach. W oparciu o dane liczbowe Bära i Webera równanie (23) można przedstawić w ostatecznej postaci:

$$\left( \frac{6}{\rho U_{\max}^2} \right) \left( 1 + 10^6 \frac{\rho^2}{6 \rho D_{\max}} \right)^{1/12} \left( 1 - 0,5 \frac{\rho_1}{\rho} \right) = 4,8 \cdot 10^{-5} \quad (24)$$

Równanie kryterialne (24) może być z powodzeniem stosowane do obliczenia maksymalnej średnicy kropli dla rozpylaczy pneumatycznych, przy czym powinny być spełnione następujące warunki:

1. W dowolnym miejscu obszaru rozpylania powinna być określona prędkość strugi  $U$ , odpowiadająca chwili deformacji kropli (może to być prędkość tuż po wyjściu z dyszy).
2. W trakcie rozpadu nie może zachodzić wzajemne oddziaływanie kropeł.
3. Na proces rozpylania nie może wpływać trzecie środowisko (np. płytka umieszczona naprzeciwko rozpylacza).

Ostatnie dwa warunki charakteryzują tzw. rozpylanie "klasyczne" i wpływają z pierwszego. Dla innych typów rozpylacza należało by przeprowadzić modyfikację tego równania w oparciu o dane doświadczalne.

#### Rozkład (rozdział) kropeł w g ich wymiarów

W procesie rozpylania nie zachodzi taki przypadek, aby wszystkie krople posiadały jednakowy wymiar. Z równań przedstawionych wcześniej wiemy, że wartość maksymalnej średnicy kropli zależy od pewnych parametrów fizycznych, w szczególności od prędkości strugi  $U$ . Jeżeli chodzi o krople mniejsze od maksymalnych, to do określenia ich wymagane są inne

- 122 -

zależności fizyczne, których w zasadzie nie jesteśmy w stanie określić. Dlatego też proces rozpylania może być w tym przypadku charakteryzowany tylko za pomocą metod statystycznych.

Dla konstruktora istotnym jest znajomość stanu ostatecznego, dla którego po rozpatrzeniu bardzo dużej liczby cząstek otrzymujemy średni ich wymiar, charakteryzujący tzw. stan makroskopowy.

Stan makroskopowy w procesie rozpylania realizowany jest przez liczne stany mikroskopowe, które w obszarze rozpadu na skutek nieregularnej wymiany energii ulegają ciągłym zmianom, przy czym następujące po sobie jeden za drugim stany mikroskopowe są w równym stopniu prawdopodobne.

W obszarze rozpadu wtórnego rozpadają się tylko te krople, których średnica  $D > D_{\max}$ , dlatego też można twierdzić, że mieszanina w obszarze rozpadu praktycznie jest ostateczną i zbliżoną do stanu makroskopowego. Prawdopodobieństwo danego stanu makroskopowego może być określone przez dużą liczbę stanów mikroskopowych.

W dalszym ciągu będzie przedstawiona analiza Troescha, służąca do określenia rozkładu kropli wg wymiarów, oparta na prawach fizyki statystycznej. Wychodzi on z założenia, że masa płynu początkowo podzielona jest na poszczególne molekuly.

Z kolei molekuly te skupiamy w oddzielnych przedziałach, przy czym każdy z przedziałów powinien odpowiadać typowej średnicy kropli, np. w  $n$ -tym przedziale będą tylko krople średnicy między  $D_n$  i  $D_n + \Delta D$ . Z tego wynika, że dla odpowiedniego zakresu średnic przewidziany jest określony przedział.

Z danych doświadczalnych wynika, że przedziały powinny być podzielone w ten sposób, aby średnica  $D$  zwiększała się od jednego do drugiego o stałą wartość. Można też brać pod uwagę stały przyrost objętości  $\Delta V$ .

Prawdopodobieństwo takiego rozkładu ogólnej liczby  $N$  molekuł znajdujących się w przedziałach w ten sposób, że w pierwszym przedziale będzie  $N_1$  molekuł, w drugim  $N_2$  i w innym  $N_i$  molekuł o objętości  $v$  będzie:

$$W = \frac{N!}{N_1! N_2! \dots N_i!} \dots (25)$$

- 123 -

Zadanie polega więc na znalezieniu maksimum funkcji prawdopodobieństwa. Należy przy tym wziąć pod uwagę następujące warunki dodatkowe:

a/ stałość ogólnej objętości kropli w obszarze rozpylania oraz to, że

b/ ogólna powierzchnia mieszaniny kropli w czasie procesu rozpadu powinna być również stała.

W kinetycznej teorii gazów istnieje warunek stałości energii powierzchniowej systemu. Warunek ten w danej analizie przyjęty jest jako jedno z możliwych założeń. Jak wynika z doświadczeń, takie założenie jest usprawiedliwione.

Warunki dodatkowe a/ i b/ uwzględnia się w ten sposób, że mnoży się je odpowiednio przez dowolne współczynniki  $\alpha$  i  $\beta_1$  i dodaje się do równania (25) napisanego w postaci logarymicznej.

Po wariowaniu, wprowadzeniu funkcji gęstości dla liczby kropli  $i$ -go przedziału i szeregu kolejnych przekształceń równania (25) otrzymuje się następującą zależność charakteryzującą rozkład kropli wg wymiarów:

$$\frac{d_n}{n_0} = \frac{e^{-6\beta_1/D} / D^3 dD}{\int_0^{D_{\max}} e^{-6\beta_1/D} / D^3 dD}, \dots (26)$$

gdzie

$n_0$  - ogólna liczba kropli o średnicach od 0 do  $D_{\max}$ .

Funkcję tę można wyrazić za pomocą stosunku:

$$x = D/D_{\max}, \dots (27)$$

przy czym  $D_{\max}$  jest wartością obliczoną z równania (24).

Zakładając, że  $6\beta_1/D_{\max} = \beta$  otrzymamy:

$$\frac{d_n}{n_0} = \frac{e^{-\beta/x} dx/x^3}{\int_0^1 e^{-\beta/x} dx/x^3}, \dots (28)$$

- 124 -

lub

$$\frac{d_n}{n_0} = \frac{e^{-\beta/x}}{A \frac{dx}{x^3}}, \quad \dots (29)$$

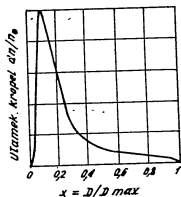
gdzie

$$A = 1/\beta e^{-\beta} \left[ 1 + \frac{5}{\beta} - \frac{20}{\beta^2} - \frac{60}{\beta^3} - \frac{120}{\beta^4} - \frac{120}{\beta^5} \right] \dots (30)$$

Jest to ostateczna postać funkcji rozkładu kropeł wg wymiarów. Funkcja ta nosi charakter półempiryczny i zawiera tylko jeden parametr dowolnie dobierany  $\beta$ .

Parametr  $1/\beta$  we wzorze (29) odgrywa analogiczną rolę jak temperatura w kinetycznej teorii gazów. Przy  $\beta \rightarrow \infty$  energia mieszaniny kropeł jest minimalna, a przy  $\beta \rightarrow 0$  maksymalna.

Parametru tego nie można obliczyć, lecz posiada on sens fizyczny i można określić go doświadczalnie dla danego typu rozpylaczy. Dla przypadku rozpylacza pneumatycznego na drodze doświadczalnej określono wartość  $\beta = 0,35$ . Rozkład kropeł wg wymiarów dla  $\beta = 0,35$  zilustrowany jest wykresem na rys. 9. Przeprowadzone doświadczenia potwierdziły daną teorię. Należy zaznaczyć, że maksimum funkcji (29) zachodzi przy



Rys. 9

Tak więc, znając właściwości fizyczne płynu i środowiska rozpylania, można za pomocą równań (24) i (29) określić średnicę maksymalną i rozkład kropeł wg wymiarów. Analiza ta wymaga dalszych doświadczeń dla innych typów rozpylaczy, na podstawie których można by problem ten rozwiązać ostatecznie.

- 125 -

#### Charakterystyka metod doświadczalnych

Badanie strumienia rozpylanej cieczy można zrealizować w różny sposób. Podstawowa trudność, jaka powstaje przy obserwacji strumienia, polega na tym, że wybuchowa mieszanka paliwna już w trakcie swego rozpadu częściowo paruje i spala się. Badanie więc strumienia paliwa jest niebezpieczne i nadzwyczaj trudne do zrealizowania. W celu uniknięcia tych trudności badanie rozpylaczy i głowic rakiетowych przeprowadza się przy użyciu wody zamiast paliwa.

Za pomocą tej metody można określić charakter strumienia, zachowania się strug paliwa oraz stopień rozpylania. Jednak samo zastosowanie wody jako płynu rozpylanego jest poważną wadą tej metody. Właściwości fizyczne wody znacznie różnią się od właściwości stosowanych paliw. Przejście więc od charakterystyk hydrodynamicznych wody do charakterystyk paliw rakiетowych jest bardzo trudne i nie daje pewności wyników. Metoda ta nadaje się raczej do obserwacji wzrokowej strumienia.

Metody oparte na pobieraniu odpowiednią sondą próbek kropeł nie dają dobrych rezultatów. W tym przypadku zachodzi naruszenie struktury strumienia i stąd powstaje niekompletny obraz zjawiska.

Stosowana była też wielokrotnie metoda zamiany polegająca na rozpylaniu węglowodorów płynnych (np. parafiny), które po wyjściu z rozpylacza zastygają. Po zebraniu kulek zastygniętych określamy ich średnicę i ilość. Metoda ta jak i poprzednia może służyć tylko do lepszego zrozumienia mechanizmu rozpylania, lecz nie może być wykorzystana do badania palącej się warstwy rozpylonej.

Do badania strumienia paliwa w warunkach rzeczywistych służą metody optyczne i fotograficzne. Pozwalają one na badanie strumienia bez naruszenia jego struktury. Metoda optyczna, polegająca na wykorzystaniu zjawiska rozpraszania, absorpcji i dyfrakcji światła, stwarza duże trudności przy jej stosowaniu i opracowaniu rezultatów pomiarów.

- 126 -

Natomiast metoda fotograficzna, pomimo pewnych trudności, została opanowana, daje dobre rezultaty i z powodzeniem jest stosowana przez badaczy. Omówimy pokrótce najważniejsze problemy związane z tą metodą.

Za pomocą tej metody można otrzymać obraz całego strumienia (makrofotografię) i mikrofotografię przy współudziale mikroskopu. Jeżeli makrofotografia pozwala na otrzymanie danych dotyczących tylko formy strumienia, to już mikrofotografia pozwala na szczegółowe badanie struktury strumienia.

Zasadniczy schemat urządzenia metody fotograficznej przedstawia się następująco:

Wiązka światła wysyłana przez źródło S jest koncentrowana przez kondensator C na płaszczyznę obiektywu P mikroskopu M. Obraz otrzymany z mikroskopu jest utrwalony za pomocą klisz fotograficznych. Jeżeli źródło światła daje oświetlenie ciągłe, to obraz każdej kropli, przemieszczającej się w płaszczyźnie prostopadłej do osi układu, tworzy linię ciągłą, której grubość jest równa średnicy kropli. Natomiast jeżeli źródło światła daje błysk trwający około  $10^{-6}$  sek, to obraz kropli będzie nieruchomy. Okres trwania błysku musi być tak dobrany, aby otrzymany obraz nie był zamazany i dlatego przy większych prędkościach kropli powstają duże trudności w uzyskaniu krótkiego błysku. Druga trudność polega na tym, że przy użyciu typowych mikroskopów odstęp między kroplami a obiektywem jest bardzo mały, rzędu 12 mm. Zwiększenie tej odległości pociąga za sobą zmniejszenie siły rozdzielczej układu optycznego. Okazało się, że z obserwacji kropli średnicy  $2\mu$  i przy oddaleniu jej od obiektywu o 10 cm wymagana średnica obiektywu powinna wynieść 13,3 mm. Typowe obiektywy nie mają takiej średnicy i dlatego należało użyć mikroskopu specjalnego, który pozwoliłby na obserwację kropli średnicy  $D > 10\mu$ , przy odległości kropli od obiektywu 115 mm.

Trzecia trudność polega na określeniu głębi ostrości w zależności od średnicy kropli oraz rozmiarów pola na płaszczyźnie przedmiotowej. Metoda ta daje bardzo dobre wyniki pomimo dużych trudności technicznych powstających przy jej stosowaniu. Opierając się na tej metodzie będzie można stworzyć ogólną teorię jednoznaczna odnośnie mechanizmu i charakterystyk rozpylania.

- 127 -

### Z a k o ń c z e n i e

Na zakończenie należy podkreślić, że nie ma jednego ogólnego poglądu na rozpad strugi płynu w silnikach rakietowych. Do chwili obecnej nie został wyjaśniony dostatecznie wpływ wywierany przez właściwości gazów znajdujących się w komorze, a mianowicie: ich lepkość, ciśnienie i temperatura. Również nie wyjaśniono wpływu geometrycznych granic, które stwarzają ścianki komory i znajdujące się obok siebie strugi.

Dla całkowitego rozwiązania problemu rozpylania należy również określić wpływ spalania na rozpad strugi.

Program badań doświadczalnych i teoretycznych jest więc bardzo szeroki. Przez zjednoczenie wysiłków badaczy można będzie problem ten rozwiązać całkowicie.

### L i t e r a t u r a

- [1]. G.B. Siniarjew i M.W. Dobrowolskij: Żidkostnyje rakietyne dwigateli, (1955), 302-321.
- [2]. G. Sutton: "Rakietyne dwigateli" (1952), 173-181.
- [3]. W.Manson, S.Banerjee et R.Eddi: Révue de l'Institut Français du Pétrole, 10, nr 6, (1955), 636-656.
- [4]. C.Miesse: Industrial and Engineering Chemistry, 47, Nr 9, (1955), 1690-1701.
- [5]. H.Troesch: Chemie - Ingenieur - Technik, 26, Nr 6 (Suppl.), (1954), 311-320.
- [6]. C.Miesse: Jet Propulsion, 24, Nr 4, (1954), 237-244.
- [7]. H.Clave and A.Radcliffe: Journal of the Institute of Fuel, 27, Nr 165, (1954), 510-515.
- [8]. J.Rupe: Third Symposium on Combustion, Flame and Explosion Phenomena, Baltimore, (1949), 680-694.
- [9]. M.Bitron: Industrial and Engineering Chemistry, 47, Nr 1, (1955), 23-28.



- 128 -

# ŻYROSKOPOWY INTEGROMETR PRZYSPIESZENIA

Mgr inż. Andrzej Kaczmarczyk  
/Instytut Mechaniki Precyzyjnej/

## PODSTAWOWE OZNACZENIA

- $O; \xi; \eta; \zeta$  - nieruchomy układ współrzędnych prostokątnych odniesienia,  
 $O; x; y; z$  - ruchomy układ współrzędnych prostokątnych sztywno związany z poruszającym się ciałem,  
 $O; N; K; z$  - ruchomy układ współrzędnych prostokątnych, związany z ciałem w sposób niesztynny (układ pośredni).

Symbole mające wskaźniki:  $\xi; \eta; \zeta; x; y; z; N; K;$  oznaczają odpowiednie składowe wektorów.

- $t$  - czas,  
 $S$  - droga pocisku,  
 $V$  - prędkość liniowa pocisku,  
 $G$  - przyspieszenie ziemskie,  
 $a$  - " od siły ciągu rakietowego,  
 $a_c$  - " Coriolisa,  
 $a_n$  - " normalne w ruchu obrotowym Ziemi,  
 $M$  - moment sił zewnętrznych działających na ciało,  
 $M_p; M_{Dg}$  - moment precesyjny,  
 $M_t; M_{\dot{t}}$  - " tarcia,  
 $M_r$  - " od sił w sprężynach,  
 $\omega$  - prędkość kątowa obrotu ciała sztywnego (przypadek Eulera),  
 $\omega_p$  - prędkość kątowa wirnika żyroskopu,  
 $\omega_{\dot{p}}$  - " precesji,

- 129 -

- $\omega_1$  - prędkość kątowa ramki wewnętrznej zawieszenia kardanowego,  
 $\omega_2$  - prędkość kątowa ramki zewnętrznej zawieszenia kardanowego,  
 $D$  - kręt (ogóln.),  
 $\dot{D}$  - " wirnika żyroskopu,  
 $D_1$  - " ramki wewnętrznej zawieszenia kardanowego,  
 $D_2$  - " ramki zewnętrznej zawieszenia kardanowego,  
 $A_2$  - moment bezwładności ramki zewnętrznej zawieszenia kardanowego wzgl. osi  $z$ ,  
 $A_1$  - moment bezwładności ramki wewnętrznej zawieszenia kardanowego wzgl. osi  $N$ ,  
 $B_1$  - moment bezwładności ramki wewnętrznej zawieszenia kardanowego wzgl. osi  $K$ ,  
 $C_1$  - moment bezwładności ramki wewnętrznej zawieszenia kardanowego wzgl. osi  $z$ ,  
 $A$  - moment bezwładności wirnika żyroskopu wzgl. osi  $N$  i  $K$ ,  
 $C$  - moment bezwładności wirnika żyroskopu wzgl. osi  $z$ ,  
 $\dot{C}$  - stała całkowania,  
 $u$  - pojemność kondensatora,  
 $u$  - całkowita prędkość liniowa wierzchołka wektora krętu,  
 $u_i$  - prędkość liniowa  $i$ -tego punktu ciała sztywnego, w którym w danej chwili znajduje się wierzchołek wektora krętu,  
 $u_c$  - prędkość liniowa wierzchołka wektora krętu względem układu  $(x, y, z)$ ,  
 $S; r_o$  - napięcie między okładzinami kondensatora,  
 $m; m_o$  - odległość punktu zaczepienia siły bezwładności, działającej na żyroskop od środka zawieszenia (punktu podparcia),  
 $m; m_o$  - masa, na którą działa siła bezwładności dając moment precesyjny,  
 $\gamma$  - kąt kursu,  
 $\beta$  - " oznaczony na rys. 9,  
 $\alpha$  - " pochylenia,  
 $\rho$  - " przechylenia,

- 130 -

- $\alpha$  - kąt precesji,  
 $\delta$  - " nutacji,  
 $\varphi$  - " obrotu własnego (rotacji),  
 $\alpha_1; \alpha_2; \alpha_3$  } współrzędne katowe określające w ruchu kulistym  
 $\beta_1; \beta_2; \beta_3$  } położenie układu współrzędnych prostokątnych,  
 $\gamma_1; \gamma_2; \gamma_3$  } sztywno związanego z ciałem względem układu od-  
 niesienia,  
 $r$  - kąt nachylenia stycznej do toru,  
 $\theta$  - szerokość geograficzna,  
 $\phi$  - kąt azymutu,  
 $R$  - promień Ziemi,  
 $\Omega$  - prędkość kątowa obrotu Ziemi,  
 $i$  - natężenie prądu elektrycznego,  
 $k; k_1; k_2$  - współczynniki empiryczne,  
 $\kappa = \frac{k_1 k_2}{D^2}$   
 $\lambda = \frac{k k_1}{D^2}$   
 $c = \frac{ms}{D}$   
 $\lambda' = \frac{\lambda}{1+\kappa}$   
 $c' = \frac{c}{1+\kappa}$   
 $N = m g \sin \tau_{sr}$   
 $N' = \frac{N}{(1+\kappa)D}$
- } oznaczenia różne

WSTPP

Żyroskopowy integrometr przyspieszenia służy do określenia prędkości pojazdu drogą całkowania przyspieszeń, którym pojazd podlega. Znajduje on zastosowanie w układach autopilotujących pocisków sterowanych programowo. Sterowanie takie polega na realizowaniu podczas lotu pocisku zadanych a priori

- 131 -

zmian wybranych parametrów lotu. Ten z góry zadany program zmian określony jest szeregiem funkcji, wyrażających zależność każdego z wybranych parametrów lotu od dowolnie przyjętego argumentu. Jeśli np. za argument obierzemy czas, a wybranymi parametrami lotu będą kurs ( $\varphi$ ), pochylenie ( $\delta$ ) i przechylenie ( $\gamma$ ), to program lotu będzie określony funkcjami:

$$\begin{aligned}
 \varphi &= f_1(t) \\
 \delta &= f_2(t) \\
 \gamma &= f_3(t)
 \end{aligned}
 \quad \dots (1)$$

Oznacza to, że dla zrealizowania tak pojętego programu w skład urządzeń sterowania programowego wchodzić musi urządzenie mierzące wielkość obraną za argument - można by je nazwać układem pomiaru argumentu. Żyroskopowy integrometr przyspieszenia jest najczęściej podstawowym elementem układu pomiaru argumentu, jeśli za argument przyjmie się prędkość rakiety.

W przypadku pocisków raketowych sterowanych programowo typu "ziemia-ziemia" najwygodniej jest dokonać takiego właśnie wyboru argumentu. Pociski takie są sterowane zwykle tym samym sposobem, jaki zastosowano w V-2, tzn. zadany program jest realizowany tylko w okresie pracy silnika. Przy tym systemie chwilę końca pracy silnika można porównać do chwili wylotu z lufy pocisku artyleryjskiego, a parametry lotu w chwili końca pracy silnika - do parametrów wylotowych. Jak wiadomo z balistyki, spośród wszystkich parametrów wylotowych największy wpływ na rozrzut ma prędkość początkowa. Zatem dla zwiększenia celności należy dążyć przede wszystkim do uzyskania możliwie mało różniących się od siebie prędkości początkowych dla serii wystrzałów.

W przypadku pocisków sterowanych programowo omawianym sposobem najlepszą metodą uzyskania stałej prędkości w chwili końca pracy silnika jest przyjęcie prędkości za argument.

Pomiaru prędkości rakiety można by oczywiście dokonać inaczej niż metodą całkowania przyspieszeń. Jednak wydaje się ona obecnie najbardziej dogodną i pewną. Metody aerodynamiczne stosowane w lotnictwie nie są tu raczej przydatne ze względu

- 132 -

du na duży zakres zmienności prędkości (od kilkudziesięciu m/sec w chwili zejścia z wyrzutni do kilkuset czy kilku tysięcy m/sec) jak również na znaczne i gwałtownie zachodzące zmiany wysokości. Mierzenie prędkości drogą radiową ma tę wadę (oprócz dosyć skomplikowanej aparatury), że stwarza powiązania między urządzeniami sterującymi pocisku i Ziemią, a zatem i możliwość celowych zakłóceń. Jedną bowiem z najistotniejszych zalet systemu sterowania programowego jest prawie absolutna izolacja urządzeń sterujących od jakichkolwiek wpływów z zewnątrz. Za dowód może tu służyć fakt, że Niemcy, stosując początkowo radiową metodę określania prędkości pocisku V-2 (na zasadzie efektu Dopplera), w późniejszych konstrukcjach zastosowali żyroskopowy integrometr przyspieszenia.

Integrometr, który stanowi przedmiot niniejszej publikacji, będzie rozpatrywany w odniesieniu do pocisku typu "ziemia-ziemia", sterowanego programowo tylko w fazie działania silnika. Zadany program pocisku stanowi jego "naturalny" tor, określony drogą obliczeń balistycznych bez uwzględnienia sterowania. Program będzie więc określony funkcją kąta pochylenia względem prędkości:  $\psi = f(V)$ . Kąt kursu i kąt przechylenia nie ulegają zmianie podczas lotu:  $\psi = \text{const}$ ;  $\tau = \text{const} = 0$ ; podstawowe (dla problemu integracji przyspieszeń) dane tego pocisku:

|                                                                     |               |
|---------------------------------------------------------------------|---------------|
| Prędkość w punkcie końca pracy silnika .....                        | ~ 1000 m/sec; |
| " startu .....                                                      | ~ 35 m/sec;   |
| Czas działania silnika .....                                        | 25 sek;       |
| Czas ruchu po wyrzutni .....                                        | ~ 1 sek;      |
| Kąt rzutu .....                                                     | 70°;          |
| Kąt nachylenia stycznej do toru w punkcie końca pracy silnika ..... | 44°;          |
| Odcięta punktu końca pracy silnika .....                            | ~ 7500 m;     |
| Rzędna " " " " .....                                                | ~ 8700 m.     |

- 133 -

# TEORIA ŻYROSKOPOWEGO INTEGROMETRU PRZYSPIESZENIA

## Zasada działania i budowy integrometru

Idea żyroskopowego integrometru przyspieszenia polega na wykorzystaniu precesji żyroskopu umieszczonego w polu przyspieszeń działających na lecący pocisk - do pomiaru prędkości pocisku.

Jak wiadomo, prędkość precesji jest proporcjonalna do momentu precesyjnego, warunkującego powstanie precesji. Jeżeli więc momentem precesyjnym będzie moment sił bezwładności, to prędkość precesji będzie proporcjonalna do przyspieszenia działającego na żyroskop. Tym samym całka prędkości precesji względem czasu (tzn. kąt precesji) będzie proporcjonalna do całki przyspieszenia względem czasu (tzn. prędkości liniowej, jaką osiągał żyroskop na skutek działania przyspieszenia).

Rozpatrzmy powyższe związki na przykładzie żyroskopu ważkiego, podpartego poza środkiem ciężkości, wykonującego precesję pseudoregularną. Pominiemy przy tym opory ruchu oraz założymy, że żyroskop jest szybki.

Założymy oprócz tego, że kierunek działania przyspieszenia pokrywa się z osią precesji (rys. 1).

Znana zależność z teorii żyroskopu:

$$\frac{d\bar{\varphi}}{dt} = \bar{M}_p = \bar{\omega}_p \times \bar{D}, \quad (2)$$

gdzie  $\bar{D}$  oznacza kręt żyroskopu,  $\bar{M}_p$  - moment precesyjny, a  $\bar{\omega}_p$  - prędkość precesji.

$$\bar{M}_p = \omega_p D \sin \sigma, \quad (3)$$

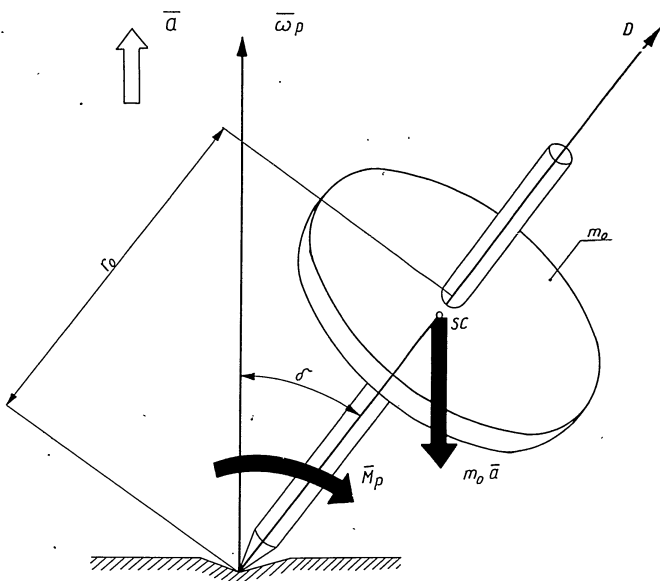
$$\omega_p = \frac{M_p}{D \sin \sigma}. \quad (4)$$

Moment precesyjny określa również druga zależność:

$$\bar{M}_p = \vec{r}_0 \times m_0 \vec{a}, \quad (5)$$

$$M_p = r_0 m_0 a \sin \sigma, \quad (6)$$

- 134 -



Rys. 1

przy czym  $r_0$  oznacza oddalenie środka ciężkości żyroskopu od punktu podparcia, a  $m_0$  - masę żyroskopu.

Z zależności (4) i (6) :

$$\omega_p = \frac{r_0 m_0 a}{D} , \quad \dots\dots (7)$$

- 135 -

Jeżeli przez  $\chi$  oznaczymy kąt precesji, a przez  $V$  prędkość liniową, jaką osiągnie żyroskop po czasie  $t$  na skutek działania przyspieszenia  $a$ , możemy napisać:

$$\frac{d\chi}{dt} = \frac{r_0 m_0}{D} \frac{dV}{dt} . \quad \dots\dots (8)$$

Zakładając:

$$\frac{r_0 m_0}{D} = \text{const} ; \quad dt \neq 0 \quad \dots\dots (9)$$

otrzymamy:

$$\int_0^\chi d\chi = \frac{r_0 m_0}{D} \int_0^V dV , \quad \dots\dots (10)$$

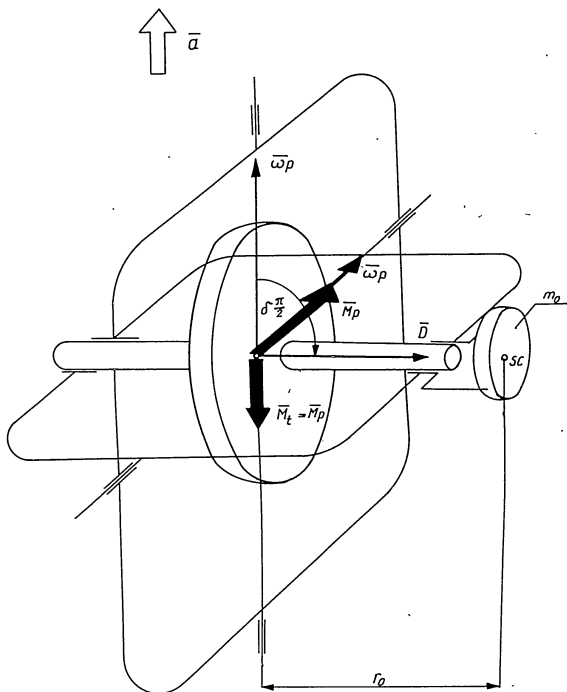
$$\chi = \frac{r_0 m_0}{D} V . \quad \dots\dots (11)$$

Kąt precesji  $\chi$  jest więc proporcjonalny do prędkości liniowej  $V$ , jaką osiągnął żyroskop.

W praktyce do integracji przyspieszeń stosuje się żyroskop zawieszony kardanowo, o środku ciężkości poza środkiem zawieszenia (środek ciężkości wirnika przesunięty względem środka zawieszenia, bądź balast obciążający) (rys. 2). Przy dokładnej analizie pracy rzeczywistego integrometru mogą pozostać w mocy założenia, że żyroskop jest szybki (wirnik napędzany elektrycznie, duży kręt) oraz, że wykonuje on precesję pseudoregularną. Nie można natomiast pominąć oporów ruchu, tzn. tarcia. Moment tarcia ( $\vec{M}_t$  - rys. 2), występujący w łożyskach osi ramki zewnętrznej zawieszenia (oś precesji), powoduje precesję wokół osi ramki wewnętrznej. W wyniku tej precesji (zachodzącej z prędkością  $\omega_p$  - rys. 2) kąt  $\delta$ , który na początku ruchu wynosi  $\frac{\pi}{2}$ , rośnie do  $\pi$ , tzn. oś wirnika dąży do pokrycia się z osią precesji głównej. Kiedy  $\delta = \pi$ , precesja żyroskopu ustaje i kończy się możliwość pomiaru prędkości. Temu szkodliwemu zjawisku można przeciwdziałać dwiema metodami:

1. Przez bezpośrednie kompensowanie wpływu momentu tarcia, tzn. przez działanie momentem korekcyjnym na oś precesji głównej - ten system zastosowali Niemcy w integrometrze pociągu V-2. Moment korekcyjny dawał silnik elektryczny umieszczony na

- 136 -



Rys. 2. Żyroskop w zawieszeniu kardanowym jako uproszczony integrometr przyspieszenia.

osi ramki zewnętrznej; silnik włączał się wtedy, kiedy  $\sigma$  przekroczyło określoną wartość i wyłączał się po przekroczeniu tej granicy z przeciwnej strony.

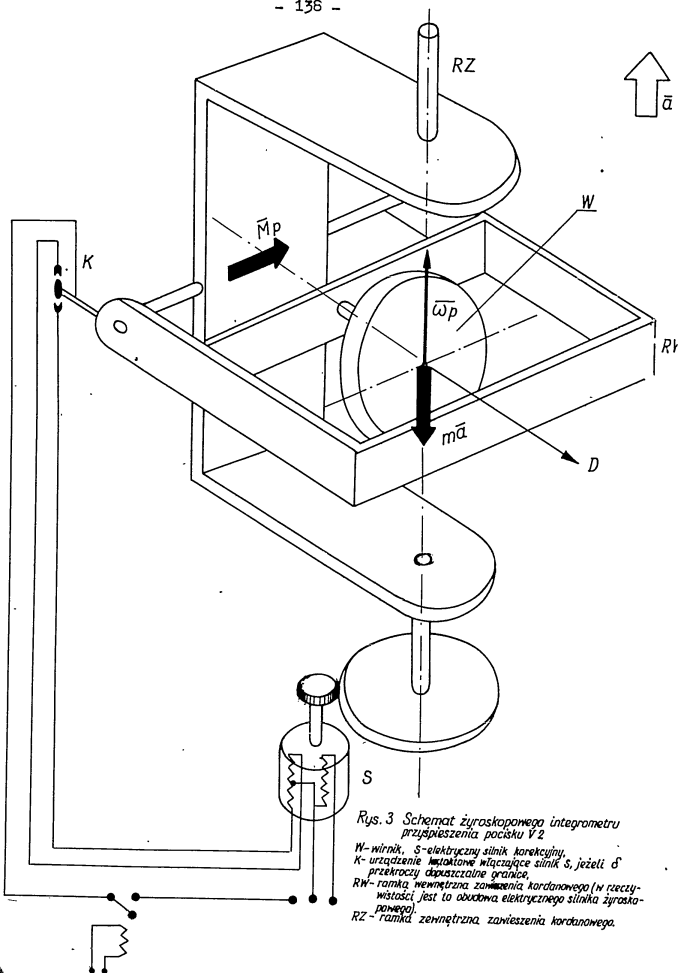
- 137 -

2. Droga pośrednią przez zastosowanie sprężystego łącznika między ramką zewnętrzną a wewnętrzną. Łącznik taki ogranicza w pożądanym sposób zmiany kąta  $\sigma$ , a jednocześnie nie eliminuje oddziaływania momentu precesyjnego. Sposób ten zastosowano w omawianej konstrukcji. Ramka wewnętrzna zawieszenia związana jest z ramką zewnętrzną za pomocą dwu sprężyn śrubowych, pracujących na rozciąganie.

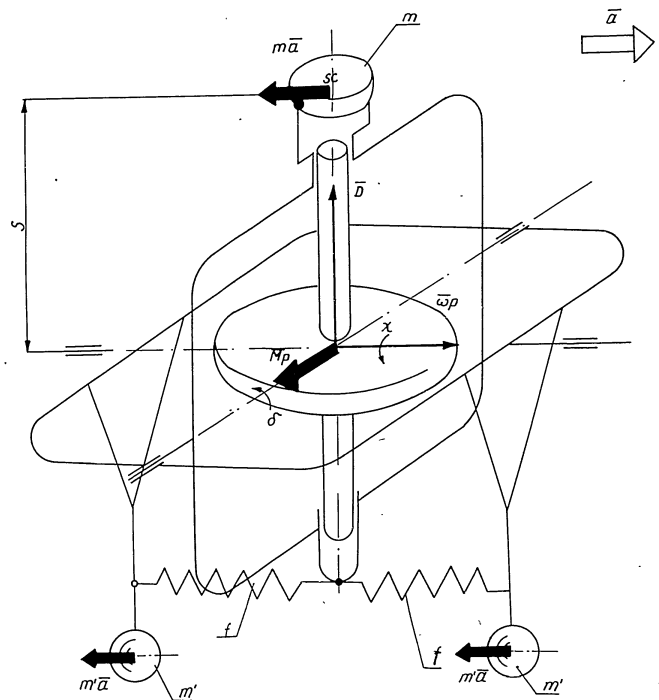
Rys. 3 przedstawia schemat integrometru V-2. Wirnik napędzany elektrycznie zawieszony jest kardanowo w dwu ramkach, przy czym środek ciężkości żyroskopu pokrywa się ze środkiem zawieszenia, jeśli  $\sigma = \frac{\pi}{2}$ . Moment precesyjny daje siła bezwładności działająca na wirnik i ramkę wewnętrzną względem osi zamocowania tej ramki w ramce zewnętrznej. Oś ramki zewnętrznej (oś precesji) pokrywa się z osią podłużną pocisku. Korekcyjny silnik elektryczny włącza się i wyłącza przy pomocy urządzenia kontaktowego zamykającego obwód wtedy, kiedy  $\sigma$  przekroczy dopuszczalne granice. Zmiana  $\sigma$  jest ograniczona za pomocą urządzenia kontaktowego z dwu stron; silnik również może obracać się w dwu kierunkach; przyrząd służy więc z równym powodzeniem do całkowania przyspieszeń jak i opóźnień.

Na rys. 4 pokazano schemat integrometru, który jest przedmiotem niniejszego artykułu. Wirnik również napędzany jest elektrycznie, moment precesyjny daje natomiast siła bezwładności balastu zamocowanego na ramce wewnętrznej. Do ramki zewnętrznej przymocowana jest na sztywno przeciwwaga, której zadaniem jest wyeliminować siły odśrodkowe powstające podczas precesji. Przeciwwaga powoduje, że układ jest wyważony odnośnie obrotu wokół osi precesji, natomiast nie jest wyważony względem osi ramki wewnętrznej; moment precesyjny może więc działać swobodnie.

- 136 -



- 139 -



- 140 -

### Ruch żyroskopu w zawieszeniu kardanowym

Zagadnienie ruchu żyroskopu w zawieszeniu kardanowym rozpatrzmy na gruncie różniczkowych równań Eulera ruchu ciała sztywnego. Rozpatrzmy mianowicie ciało sztywne o jednym punkcie nieruchomym, na które działa układ sił zewnętrznych, dających względem tego punktu moment  $\vec{M}$ . Ciało posiada przy tym kręt  $\vec{D}$ . Skuszną jest tu ogólna zasada:

$$\vec{M} = \frac{d\vec{D}}{dt} \quad \text{..... (12)}$$

Pochodna krętu względem czasu jest prędkością wektora krętu, jeżeli więc tę prędkość oznaczmy przez  $\vec{U}$ , dojdziemy do zależności:

$$\vec{M} = \vec{U} \quad \text{..... (13)}$$

Weźmy teraz układ współrzędnych prostokątnych związanych z ciałem (x, y, z) i rozpatrzmy zależność (13) dla rzutów  $\vec{M}$  i  $\vec{U}$  na osie układu (rys. 5).

$$u_x = M_x; \quad u_y = M_y; \quad u_z = M_z \quad \text{..... (14)}$$

Ruch punktu A (wierzchołka wektora krętu) rozpatrzmy jako złożony z dwu ruchów: ruchu razem z układem współrzędnych (x, y, z) i ruchu względem tego układu. Przy takim założeniu prędkość punktu A rozpatrzmy także jako złożoną z dwu składowych:

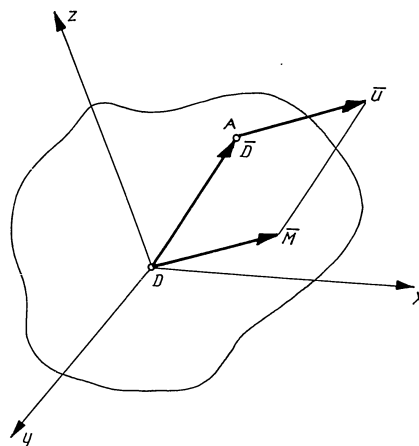
$$\vec{U} = \vec{U}_c + \vec{U}_w, \quad \text{..... (15)}$$

gdzie  $\vec{U}_c$  jest składową wynikającą z ruchu układu współrzędnych, czyli ruchu ciała, a  $\vec{U}_w$  - z ruchu punktu A względem układu współrzędnych. Teraz zależność (14) będzie:

$$M_x = u_{cx} + u_{wx}; \quad M_y = u_{cy} + u_{wy}; \quad M_z = u_{cz} + u_{wz} \quad \text{.... (16)}$$

Składowe  $u_{wx}$ ,  $u_{wy}$ ,  $u_{wz}$  wynikają ze zmian wektora krętu na skutek zmian momentu sił zewnętrznych; składowe  $u_{cx}$ ,  $u_{cy}$ ,  $u_{cz}$  są po prostu składowymi prędkości tego punktu

- 141 -



Rys. 5

ciała, w którym w danej chwili znajduje się punkt A. Zatem można dla rzutów  $u_w$  napisać równania:

$$u_{wx} = \frac{dD_x}{dt}; \quad u_{wy} = \frac{dD_y}{dt}; \quad u_{wz} = \frac{dD_z}{dt}, \quad \text{..... (17)}$$

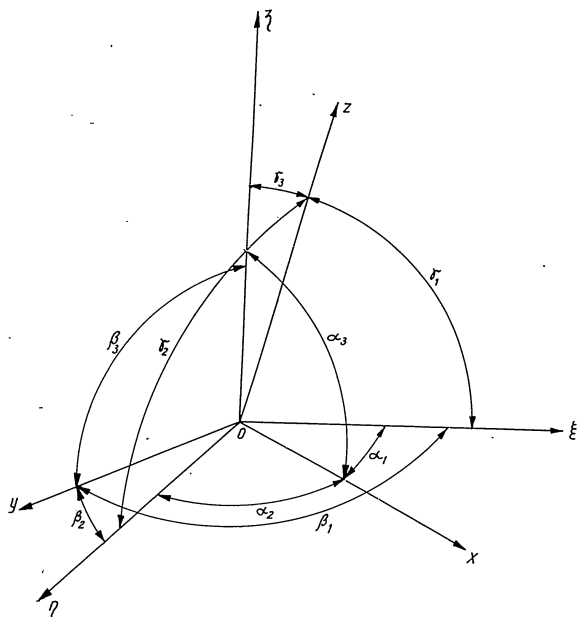
a dla rzutów  $u_c$  równania wynikające z zasad rachunku wektorowego (moduły składowych iloczynu wektorowego  $\vec{\omega} \times \vec{D}$ ):

$$\begin{aligned} u_{cx} &= \omega_y D_z - \omega_z D_y \\ u_{cy} &= \omega_z D_x - \omega_x D_z \\ u_{cz} &= \omega_x D_y - \omega_y D_x \end{aligned} \quad \text{..... (18)}$$

gdzie  $\vec{\omega}$  jest prędkością ciała w jego obrocie wokół punktu nieruchomego. Teraz korzystając z zależności (16), (17), (18) dochodzimy do różniczkowych równań ruchu Eulera:

- 142 -

$$\begin{aligned}
 \frac{dD_x}{dt} + \omega_y^D D_z - \omega_z^D D_y &= M_x \\
 \frac{dD_y}{dt} + \omega_z^D D_x - \omega_x^D D_z &= M_y \\
 \frac{dD_z}{dt} + \omega_x^D D_y - \omega_y^D D_x &= M_z
 \end{aligned}
 \quad \dots (19)$$



Rys. 6

- 143 -

Takim układem równań różniczkowych posłużymy się dla określenia ruchu żyroskopu w zawieszeniu kardanowym.

Przejdziemy jednak w dalszym ciągu rozważań na układ współrzędnych Rasale'a. Gdybyśmy rozpatrywali ruch kulisty żyroskopu posługując się tylko dwoma układami współrzędnych prostokątnych: układem nieruchomym odniesienia i ruchomym związanym sztywno z żyroskopem, dla jednoznacznego określenia położenia żyroskopu (tzn. dla określenia położenia układu ruchomego względem nieruchomego), to potrzebowalibyśmy dziewięciu współrzędnych kątowych:  $\alpha_1; \alpha_2; \alpha_3; \beta_1; \beta_2; \beta_3; \gamma_1; \gamma_2; \gamma_3$  (rys. 6).

Współrzędne te byłyby przy tym związane ze sobą następującymi zależnościami:

$$\left. \begin{aligned}
 \cos^2 \alpha_1 + \cos^2 \beta_1 + \cos^2 \gamma_1 &= 1 \\
 \cos^2 \alpha_2 + \cos^2 \beta_2 + \cos^2 \gamma_2 &= 1 \\
 \cos^2 \alpha_3 + \cos^2 \beta_3 + \cos^2 \gamma_3 &= 1
 \end{aligned} \right\}, \quad \dots (20)$$

$$\left. \begin{aligned}
 \cos \alpha_1 \cos \alpha_2 + \cos \beta_1 \cos \beta_2 + \cos \gamma_1 \cos \gamma_2 &= 0 \\
 \cos \alpha_2 \cos \alpha_3 + \cos \beta_2 \cos \beta_3 + \cos \gamma_2 \cos \gamma_3 &= 0 \\
 \cos \alpha_3 \cos \alpha_1 + \cos \beta_3 \cos \beta_1 + \cos \gamma_3 \cos \gamma_1 &= 0
 \end{aligned} \right\} \quad \dots (21)$$

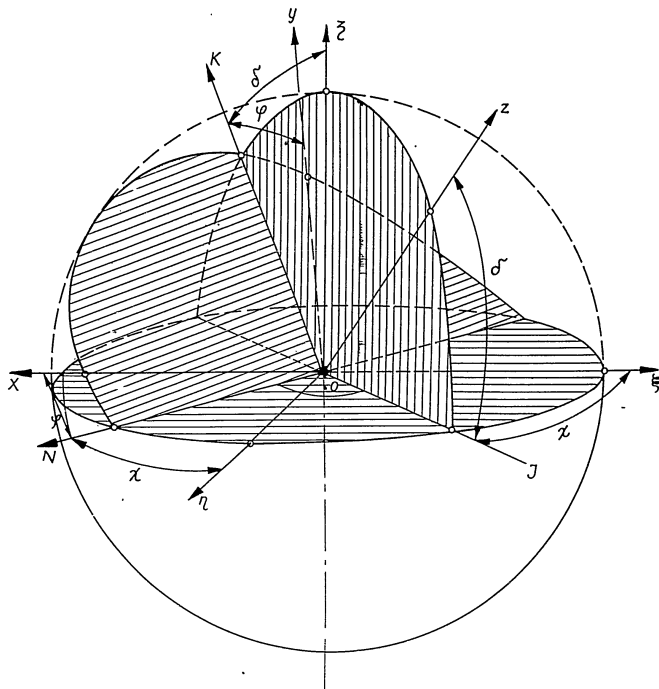
albo:

$$\left. \begin{aligned}
 \cos^2 \alpha_1 + \cos^2 \alpha_2 + \cos^2 \alpha_3 &= 1 \\
 \cos^2 \beta_1 + \cos^2 \beta_2 + \cos^2 \beta_3 &= 1 \\
 \cos^2 \gamma_1 + \cos^2 \gamma_2 + \cos^2 \gamma_3 &= 1
 \end{aligned} \right\}, \quad \dots (22)$$

$$\left. \begin{aligned}
 \cos \alpha_1 \cos \beta_1 + \cos \alpha_2 \cos \beta_2 + \cos \alpha_3 \cos \beta_3 &= 0 \\
 \cos \beta_1 \cos \gamma_1 + \cos \beta_2 \cos \gamma_2 + \cos \beta_3 \cos \gamma_3 &= 0 \\
 \cos \gamma_1 \cos \alpha_1 + \cos \gamma_2 \cos \alpha_2 + \cos \gamma_3 \cos \alpha_3 &= 0
 \end{aligned} \right\} \quad \dots (23)$$



- 144 -



Rys. 7 Układ współrzędnych Resale'a :

$O; \xi; \eta; \zeta$  - układ odniesienia  
 $O; x; y; z$  - ruchomy, sztywno związany z żyroskopem  
 $O; N; K; z$  - ruchomy pośredni  
 Kąty Resale'a  
 $\sigma$  - kąt precesji  
 $\chi$  - kąt nutacji  
 $\varphi$  - kąt obrotu własnego (rotacji)

- 145 -

Można dowieść, że dla jednoznacznego określenia położenia żyroskopu w jego ruchu kulistym wystarczą trzy współrzędne katowe niezależne od siebie (co odpowiada oczywiście trzem stopniom swobody takiego żyroskopu). Zastosowanie układu Resale'a (albo układu Eulera, czy układu kątów oscylacji) pozwala bezpośrednio otrzymać w równaniach te trzy współrzędne katowe. Stosuje się przy tym trzeci, pośredni układ współrzędnych związanych z ciałem w sposób ruchomy. Układ Resale'a pokazano na rys. 7. Osie  $(\xi; \eta; \zeta)$  stanowią nieruchomy układ odniesienia,  $(x; y; z)$  - układ ruchomy, sztywno związany z żyroskopem, a  $(N; K; z)$  - układ pośredni.

Os  $N$ , zwana linią węzłów, jest linią przecięcia płaszczyzny  $(\xi \eta)$  z płaszczyzną  $(xy)$ , a os  $K$  jest prostopadłą do  $N$  i do  $z$ . Współrzędne katowe Resale'a stanowią trzy kąty zaznaczone na rys. 7 :

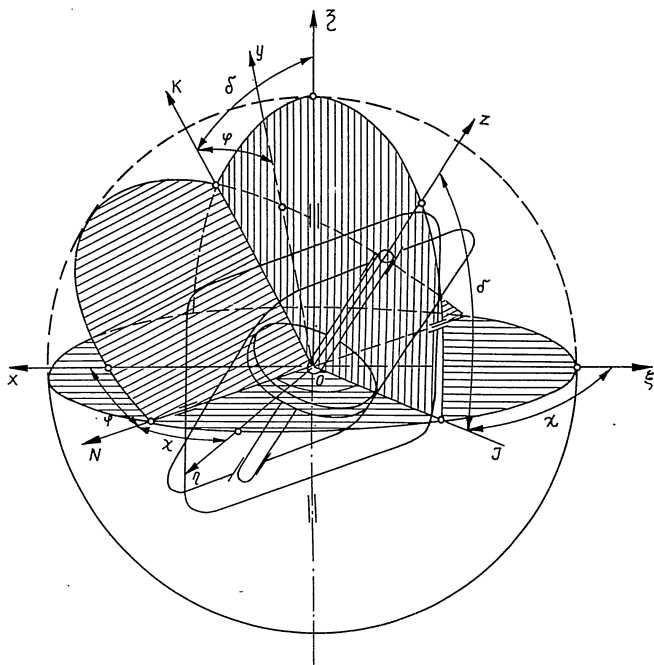
$\chi$  - kąt precesji między  $\xi$  i  $\eta$  lub  $\eta$  i  $N$  (pł.  $\xi \eta$ ; os  $\zeta$ ),  
 $\sigma$  - kąt nutacji między  $\eta$  i  $z$  lub  $\zeta$  i  $K$  (pł.  $\xi z$ ; os  $N$ ),  
 $\varphi$  - kąt obrotu własnego (rotacji) między  $N$  i  $\chi$  lub  $K$  i  $y$  (pł.  $xy$ ; os  $z$ ).

Rys. 8 pokazuje, jak przyjęto kierunki osi tych układów w przypadku żyroskopu zawieszonego kardanowo. Os  $\zeta$  pokrywa się z osią ramki zewnętrznej (osią precesji), a osie  $\xi$  i  $\eta$  są do niej prostopadłe, leżą więc w płaszczyźnie obrotu osi ramki wewnętrznej. Os  $z$  pokrywa się z osią obrotu wirnika, osie  $x$  i  $y$  leżą zatem w płaszczyźnie symetrii wirnika przechodzącej przez środek zawieszenia. Os  $N$  pokrywa się z osią ramki wewnętrznej, więc ponieważ  $K$  jest prostopadła do  $N$  i do  $z$ , leży również w płaszczyźnie symetrii wirnika.

Oczywiście w przypadku tak przyjętego układu Resale'a, aby z dowolnego położenia żyroskopu powrócić do położenia początkowego, tzn. takiego, w którym os  $x$  pokrywa się z  $\xi$ ,  $y$  z  $\eta$ , a  $z$  z  $\zeta$ , należy dokonać odpowiednio obrotów o :

- 1/ .....  $\varphi$ ,
- 2/ .....  $\sigma - \frac{\pi}{2}$ ,
- 3/ .....  $\chi + \frac{\pi}{2}$ .

- 146 -



Rys. 8. Układ współrzędnych Resale'a w przypadku żyroskopu zawieszono kardanowo.

Powyższe wynika z zależności między układem Eulera a Resale'a. Eulerowskie równania ruchu zestawimy w przypadku żyroskopu zawieszono kardanowo względem osi  $\bar{z}$ ,  $N$  i  $z$ .

- 147 -

Mamy tu do czynienia z ruchami obrotowymi trzech elementów: wirnika, ramki wewnętrznej i ramki zewnętrznej. Określimy prędkości kątowe tych elementów. Oznaczamy prędkość kątową ramki zewnętrznej przez  $\omega_2$ , wewnętrznej przez  $\omega_1$ , a wirnika przez  $\omega$ . Ramka zewnętrzna obraca się wokół nieruchomej osi  $\bar{z}$  z prędkością  $\omega_2$ . Współrzędną w tym obrocie jest zgodnie z przyjętymi oznaczeniami kąt  $\chi$ . Mamy zatem pierwszą zależność:

$$\omega_2 = \dot{\chi}. \quad \dots (24)$$

Ruch ramki wewnętrznej składa się z dwu ruchów: razem z ramką zewnętrzną wokół osi  $\bar{z}$  z prędkością  $\omega_2$  oraz wokół osi  $N$ . Współrzędną w tym ostatnim ruchu jest  $\sigma$ , zatem obrót wokół osi  $N$  odbywa się z prędkością  $\dot{\sigma}$ , a zakładając odpowiednio kierunek kąta  $\sigma$  z prędkością  $-\dot{\sigma}$ . Zatem składowe prędkości pierścienia wewnętrzznego:

$$\left. \begin{aligned} \omega_{1N} &= -\dot{\sigma} \\ \omega_{1K} &= \dot{\chi} \cos \sigma \\ \omega_{1z} &= \dot{\chi} \sin \sigma \end{aligned} \right\}. \quad \dots (25)$$

Ruch wirnika składa się również z dwu ruchów: ruchu z pierścieniem wewnętrznym z prędkością  $\omega_1$  i obrotu własnego określonego współrzędną  $\varphi$ . Zatem prędkość w tym ostatnim ruchu wynosi  $\dot{\varphi}$ . Składowe całkowitej prędkości wirnika względem osi układu ( $N; K; z$ ):

$$\left. \begin{aligned} \omega_N &= \omega_{1N} \\ \omega_K &= \omega_{1K} \\ \omega_z &= \omega_{1z} + \dot{\varphi} \end{aligned} \right\}. \quad \dots (26)$$

Korzystając z zależności (25) otrzymamy:

$$\left. \begin{aligned} \omega_N &= -\dot{\sigma}, \\ \omega_K &= \dot{\chi} \cos \sigma, \\ \omega_z &= \dot{\chi} \sin \sigma + \dot{\varphi}. \end{aligned} \right\}. \quad \dots (27)$$

- 148 -

Oznaczając momenty bezwładności ramki zewnętrznej, wewnętrznej i wirnika względem osi układu (NKz) odpowiednio przez  $A_2, A_1, B_1, C_1, A, B, C$ ; otrzymamy zależności określające składowe krętu tych elementów.

Dla ramki zewnętrznej:

$$D_2 = A_2 \omega_2 = A_2 \ddot{\chi}. \quad \dots (28)$$

Dla ramki wewnętrznej:

$$\left. \begin{aligned} D_{1N} &= A_1 \omega_{1N} \\ D_{1K} &= B_1 \omega_{1K} \\ D_{1z} &= C_1 \omega_{1z} \end{aligned} \right\} \cdot \quad \dots (29)$$

Dla wirnika:

$$\left. \begin{aligned} D_N &= A \omega_N \\ D_K &= A \omega_K \\ D_z &= A \omega_z \end{aligned} \right\} \cdot \quad \dots (30)$$

Możemy teraz przystąpić do układania różniczkowych równań ruchu żyroskopu w zawieszeniu kardanowym.

Ułożymy, jak już wspomniano na początku, trzy równania Eulera:

1/ Dla układu: wirnik + ramka wewnętrzna + ramka zewnętrzna - względem osi  $\zeta$ .

2/ Dla układu: wirnik + ramka wewnętrzna - względem osi N.

3/ Dla samego wirnika - względem osi z.

Równanie dla obrotu wokół osi  $\zeta$  ze względu na to, że oś ta jest nieruchoma, przyjmie postać:

$$\frac{d}{dt} (D_{\zeta} + D_{1\zeta} + D_{2\zeta}) = M_{\zeta} \cdot \quad \dots (31)$$

Wyznaczymy składowe krętów występujące w tym równaniu:

$$\begin{aligned} D_{\zeta} + D_{1\zeta} &= (D_K + D_{1K}) \cos \sigma + (D_z + D_{1z}) \sin \sigma = \\ &= C \omega_z \sin \sigma + (A + B_1) \dot{\chi} \cos^2 \sigma + C_1 \dot{\chi} \sin^2 \sigma, \quad \dots (32) \end{aligned}$$

$$D_{2\zeta} = A_2 \ddot{\chi}. \quad \dots (33)$$

- 149 -

Teraz równanie (31):

$$\begin{aligned} &[(A + B_1) \cos^2 \sigma + C_1 \sin^2 \sigma + A_2] \ddot{\chi} + C \frac{d\omega_z}{dt} \sin \sigma + \\ &+ C \omega_z \dot{\sigma} \cos \sigma + 2(C_1 - A - B_1) \dot{\chi} \dot{\sigma} \sin \sigma \cos \sigma = M_{\zeta}. \quad \dots (34) \end{aligned}$$

Równanie dla obrotu wokół osi N:

$$\frac{d}{dt} (D_N + D_{1N}) + \omega_{1K} (D_z + D_{1z}) - \omega_{1z} (D_K + D_{1K}) = M_N. \quad (35)$$

Korzystając z zależności (25), (26), (27), (29), (30) otrzymamy:

$$\begin{aligned} &\frac{d}{dt} (A \omega_N + A \omega_{1N}) + \omega_{1K} (C_z + C_1 \omega_{1z}) - \omega_{1z} (A \omega_K + B_1 \omega_{1K}) = \\ &= M_N. \quad \dots (36) \end{aligned}$$

Po przestawieniu:

$$(A + A_1) \ddot{\sigma} - C \omega_z \dot{\chi} \cos \sigma - (C_1 - A - B_1) \dot{\chi}^2 \sin \sigma \cos \sigma = -M_N. \quad (37)$$

Równanie dla obrotu wokół osi z:

$$\frac{dD_z}{dt} + \omega_N D_K - \omega_K D_N = M_z. \quad \dots (38)$$

Korzystając z zależności (26) i (30) otrzymamy:

$$C \frac{d\omega_z}{dt} + A \omega_N \omega_K - A \omega_N \omega_K = M_z; \quad \dots (39)$$

$$C \frac{d\omega_z}{dt} = M_z. \quad \dots (40)$$

Uwzględniając w równaniu (34) zależność (40) otrzymamy ostatecznie układ równań ruchu w postaci:

$$\left. \begin{aligned} &[(A + B_1) \cos^2 \sigma + C_1 \sin^2 \sigma + A_2] \ddot{\chi} + C \omega_z \dot{\sigma} \cos \sigma + \\ &+ 2(C_1 - A - B_1) \dot{\chi} \dot{\sigma} \sin \sigma \cos \sigma = M_{\zeta} - M_z \sin \sigma, \\ &(A + A_1) \ddot{\sigma} - C \omega_z \dot{\chi} \cos \sigma - (C_1 - A - B_1) \dot{\chi}^2 \sin \sigma \cos \sigma = -M_N \\ &C \frac{d\omega_z}{dt} = M_z. \end{aligned} \right\} \quad \dots (41)$$

- 150 -

W przypadku żyroskopu szybkiego prędkość obrotu wokół osi z:

$$\omega_z = \dot{\phi} + \dot{\chi} \sin \sigma$$

jest bardzo duża w porównaniu z prędkościami  $\dot{\chi}$  i  $\dot{\sigma}$ . W związku z tym można pominąć w równaniach ruchu, jako małe drugiego rzędu, człony, w których występują  $\dot{\chi}^2$  i  $\dot{\chi}\dot{\sigma}$  w postaci czynników iloczynu. Zatem równania różniczkowe ruchu dla żyroskopu szybkiego w zawieszeniu kardanowym:

$$\left. \begin{aligned} [(A+B_1)\cos^2 \sigma + C_1 \sin^2 \sigma + A_2] \ddot{\chi} + C \omega_z \dot{\sigma} \cos \sigma &= M_I - M_N \sin \sigma, \\ (A + A_1) \ddot{\sigma} - C \omega_z \dot{\chi} \cos \sigma &= -M_N, \\ C \frac{d\omega_z}{dt} &= M_z. \end{aligned} \right\} \quad (42)$$

Równania ruchu integrometru

#### 1. Uproszczone równania ruchu

Zastosujemy układ równań (42) do przypadku integrometru. Z konstrukcji przyrządu wynika:

$$\dot{\sigma} = 0; \quad \omega_z = \text{const}; \quad \dots (43)$$

zatem:

$$\sin \sigma = 0; \quad \cos \sigma = 1; \quad \frac{d\omega_z}{dt} = 0. \quad \dots (44)$$

Teraz równania (42):

$$\left. \begin{aligned} (A + B_1 + A_2) \ddot{\chi} + C \omega_z \dot{\sigma} &= M_I \\ (A + A_1) \ddot{\sigma} - C \omega_z \dot{\chi} &= -M_N \end{aligned} \right\}, \quad \dots (45)$$

gdzie  $C \omega_z$  jest krętem wirnika; oznaczmy więc ten iloczyn jako D:

$$\left. \begin{aligned} (A + B_1 + A_2) \ddot{\chi} + D \dot{\sigma} &= M_I \\ (A + A_1) \ddot{\sigma} - D \dot{\chi} &= -M_N \end{aligned} \right\}. \quad \dots (46)$$

- 151 -

Ruch integrometru jest więc określony dwoma równaniami, trzecie równanie znika, ponieważ  $\frac{d\omega_z}{dt} = 0$ .

Wyznaczamy teraz składowe  $M_I$  i  $M_N$  momentu sił zewnętrznych. Założymy na razie, że całkowitym przyspieszeniem działającym na żyroskop jest przyspieszenie ( $\ddot{V}$ ) pocisku, którego kierunek pokrywa się z kierunkiem osi precesji (osi podłużnej pocisku). Zatem w kierunku osi  $\xi$  i  $N$  działają momenty następujące:

Oś  $\xi$ :

- moment tarcia  $M_t$  w łożyskach osi ramki zewnętrznej.

Oś  $N$ :

- moment precesyjny  $M_p$  od siły bezwładności,

- moment tarcia  $M'_t$  w łożyskach osi ramki wewnętrznej,

- moment od sił w sprężynach  $M_f$ .

Zatem równania (46):

$$\left. \begin{aligned} (A + B_1 + A_2) \ddot{\chi} + D \dot{\sigma} &= M_t \\ (A + A_1) \ddot{\sigma} - D \dot{\chi} &= -M_p + M'_t + M_f \end{aligned} \right\}. \quad \dots (47)$$

Określmy teraz dokładniej momenty występujące w tych równaniach. Moment tarcia jest, jak wiadomo, proporcjonalny do prędkości kątowej obrotu, zatem:

$$M_t = k_1 \dot{\chi}; \quad M'_t = k_2 \dot{\sigma}. \quad \dots (48)$$

Przy czym  $k_1$  i  $k_2$  są współczynnikami wyznaczonymi empirycznie. Moment od sił w sprężynach jest oczywiście proporcjonalny do strzałki ugięcia, a więc do kąta  $\sigma$ :

$$M_f = k \sigma. \quad \dots (49)$$

k również jest współczynnikiem empirycznym. Moment precesyjny wyraża zależność (rys. 4):

$$M_p = m \ddot{V}. \quad \dots (50)$$

Przedstawiając związki (48), (49) i (50) do równań (47) otrzymamy:

- 152 -

$$\left. \begin{aligned} (A + B_1 + A_2) \ddot{\chi} + D \dot{\sigma} &= k_1 \dot{\chi} \\ -(A + A_1) \ddot{\sigma} + D \dot{\chi} &= m\dot{V} - k_2 \dot{\sigma} - k \dot{\sigma} \end{aligned} \right\} \dots (51)$$

Aby znaleźć poszukiwany związek między  $\chi$  i  $V$  należy scałkować powyższe równanie. Zrobimy to wprowadzając założenia uproszczające podane przez dra R. Grammela w książce pt. "Der Kreisel, seine Theorie und seine Anwendungen". Założenia te polegają na pominięciu członów wyrażających bezwładność w ruchu obrotowym wokół osi  $\xi$  i  $N$ , a więc członów  $(A + B_1 + A_2) \ddot{\chi}$  i  $(A + A_1) \ddot{\sigma}$ . Przyjęcie takiego uproszczenia usprawiedliwia fakt, że od bezwładności zależą tylko nutacje żyroskopu i związane z nimi małe drgania sprężyn. Na prędkość precesji i kąt precesji nie ma ona zasadniczego wpływu.

Po wprowadzeniu uproszczenia równania (51):

$$\left. \begin{aligned} \text{I} \dots\dots k_1 \dot{\chi} - D \dot{\sigma} &= 0 \\ \text{II} \dots\dots m\dot{V} - D \dot{\chi} - k_2 \dot{\sigma} - k \dot{\sigma} &= 0 \end{aligned} \right\} \dots (52)$$

Scałkujemy powyższe równania.

Całkując równanie I przy warunku początkowym  $\chi = \sigma = 0$  dla  $t = 0$  otrzymujemy:

$$\begin{aligned} k_1 \frac{d\chi}{dt} &= D \frac{d\sigma}{dt} \quad \text{dł} \neq 0 \\ k_1 \int_0^x d\chi &= D \int_0^\sigma d\sigma \\ \sigma &= \frac{k_1}{D} \chi \end{aligned} \dots (53)$$

Podstawiamy wartości  $\sigma$  i  $\dot{\sigma}$  wyznaczone ze związku (53) i z I równania układu (52) do II równania tego układu:

$$D \dot{\chi} + \frac{k_2 k_1}{D} \dot{\chi} + \frac{k k_1}{D} \chi = m\dot{V} \dots (54)$$

Porządkując równanie (54) otrzymamy:

- 153 -

$$\begin{aligned} \left(D + \frac{k_2 k_1}{D}\right) \dot{\chi} + \frac{k k_1}{D} \chi &= m\dot{V} \quad , \\ \left(1 + \frac{k_2 k_1}{D^2}\right) \dot{\chi} + \frac{k k_1}{D^2} \chi &= \frac{m}{D} \dot{V} \end{aligned} \dots (55)$$

Wprowadzając oznaczenia:

$$\chi' = \frac{k_1 k_2}{D^2} \dot{\chi} \quad ; \quad \lambda = \frac{k k_1}{D^2} \quad ; \quad c = \frac{m}{D} \dot{V} \dots (56)$$

Otrzymamy równanie (55) o postaci:

$$(1 + \chi') \dot{\chi} + \lambda \chi = c \dot{V} \dots (57)$$

Dzielimy obydwie strony powyższego równania przez  $(1 + \chi')$  i oznaczając:

$$\lambda' = \frac{\lambda}{1 + \chi'} \quad ; \quad c' = \frac{c}{1 + \chi'} \dots (58)$$

otrzymamy:

$$\dot{\chi} + \lambda' \chi = c' \dot{V} \dots (59)$$

Jest to równanie różniczkowe liniowe, pełne. Postąpimy jak zwykle w takich przypadkach rozwiązując najpierw równanie uproszczone, a potem uzmienniając stałą. Równanie uproszczone równania pełnego (59):

$$\begin{aligned} \dot{\chi} + \lambda' \chi &= 0 \quad , \\ \frac{d\chi}{dt} + \lambda' \chi &= 0 \end{aligned} \dots (60)$$

Rozdzielamy zmienne i całkujemy:

$$\begin{aligned} \frac{d\chi}{\chi} &= -\lambda' dt \quad , \\ \int \frac{d\chi}{\chi} &= -\lambda' \int dt + \log C \quad , \\ \log \chi &= -\lambda' t + \log C \quad , \\ \chi &= C e^{-\lambda' t} \end{aligned} \dots (61)$$

Uzmienniamy stałą:

- 154 -

$$\chi = C(t)e^{-\lambda t} \quad \dots (62)$$

Różniczkujemy równanie (62), aby wyznaczyć  $\dot{\chi}$  :

$$\frac{d\chi}{dt} = \frac{dC(t)}{dt} e^{-\lambda t} - \lambda C(t) e^{-\lambda t} \quad \dots (63)$$

Funkcja  $C(t)$  powinna spełniać równanie pełne (59), a zatem:

$$\frac{dC(t)}{dt} e^{-\lambda t} - \lambda C(t) e^{-\lambda t} + \lambda C(t) e^{-\lambda t} = d\dot{V},$$

$$\frac{dC(t)}{dt} e^{-\lambda t} = c\dot{V} \quad \dots (64)$$

Całkując równanie (64) przy warunku początkowym  $C(t) = 0$  dla  $t = 0$  wyznaczmy funkcję  $C(t)$  :

$$\begin{aligned} dC(t) &= c\dot{V} \frac{1}{e^{-\lambda t}} dt, \\ \int_0^{C(t)} dC(t) &= c \int_0^t \dot{V} dt, \\ C(t) &= c \int_0^t \dot{V} dt. \quad \dots (65) \end{aligned}$$

Podstawiając powyższe wyrażenie do równania (62) otrzymamy:

$$\chi = c \int_0^t \dot{V} dt e^{-\lambda t} \quad \dots (66)$$

Rozwinieśmy powyższą funkcję na szereg potęgowy względem  $\lambda$  drogą kolejnego całkowania przez części:

$$\begin{aligned} J_1 &= \int_0^t \dot{V} dt e^{-\lambda t}, \\ u_1 &= e^{-\lambda t}; \quad dV_1 = \dot{V} dt = dV, \\ du_1 &= -\lambda e^{-\lambda t} dt; \quad V_1 = V, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} J_1 &= e^{-\lambda t} V - \lambda \int_0^t V dt e^{-\lambda t}, \\ J_2 &= \int_0^t V dt e^{-\lambda t}, \\ u_2 &= e^{-\lambda t}; \quad dV_2 = V dt = dS, \\ du_2 &= -\lambda e^{-\lambda t} dt; \quad V_2 = S, \end{aligned}$$

- 155 -

$$\begin{aligned} J_2 &= e^{-\lambda t} S - \lambda \int_0^t S dt e^{-\lambda t}, \\ J_1 &= e^{-\lambda t} V - \lambda e^{-\lambda t} S + \lambda^2 \int_0^t S dt e^{-\lambda t}. \quad \dots (67) \end{aligned}$$

$S$  oznacza tu całkę prędkości, czyli drogę przebytą przez pocisk w czasie odpowiadającym osiągnięciu prędkości  $V$ . Ograniczyliśmy się do dwukrotnego całkowania przez części, po przestając na trzech pierwszych wyrazach szeregu (motywy takiego postępowania podamy poniżej). Zatem korzystając z zależności (67) otrzymamy funkcję (66) w postaci:

$$\chi = c(V - \lambda S + \lambda^2 \int_0^t S dt e^{-\lambda t}). \quad \dots (68)$$

Ze związków (56) i (58) wynika:

$$\lambda' = \frac{k k_1}{k_1 k_2 + D^2} \quad \dots (69)$$

Ponieważ kręt ma zwykle bardzo dużą wartość, a  $k$ ,  $k_1$  i  $k_2$  są małe, to  $\lambda'$  jest wielkością małą, a  $\lambda'^2$  - małą drugiego rzędu. Dlatego pominiemy w równaniu (68) człon zawierający  $\lambda'^2$  jako wyraz pomijalnie mały. Stąd wynikają przyczyny, dla których poprzestaliśmy na pierwszych trzech wyrazach rozwinięcia - dalsze wyrazy zawierałyby  $\lambda'$  w potęgach wyższych niż druga, byłyby więc małymi wyższych rzędów.

Teraz równanie (68) :

$$\chi = c(V - \lambda' S) \quad \dots (70)$$

Ponieważ  $\lambda'$  podobnie jak  $\lambda$  jest małą, możemy przyjąć w przybliżeniu:

$$c' = \frac{c}{1 + \lambda'} \approx c(1 - \lambda') \quad \dots (71)$$

$$\lambda' = \frac{\lambda}{1 + \lambda'} \approx \lambda \approx \frac{\lambda}{1 - \lambda'} \quad \dots (72)$$

Po podstawieniu związków (71) i (72) równanie (70) :

$$\chi = c[V(1 - \lambda') - \lambda S] \quad \dots (73)$$

- 156 -

Podstawiając związki (56) otrzymamy ostatecznie:

$$\chi = \frac{ms}{D} \left[ V \left( 1 - \frac{k_1 k_2}{D^2} \right) - \frac{k_1 k}{D^2} S \right]. \quad \dots (74)$$

To, że w równaniu powyższym występuje  $S$  - droga przebyta przez pocisk do chwili osiągnięcia prędkości  $V$ , stanowi jeden z mankamentów integrometru. Ujemne skutki wpływające z tego faktu są następujące:

- a/ Przyrząd nie jest uniwersalny; aby określić prędkość jako całkę przyspieszenia, trzeba znać z góry drogę, a więc tor pocisku. Mamy tu do czynienia z pewną "specjalizacją" przyrządu - zmiana toru pociąga za sobą konieczność przeregulowania integrometru.
- b/ Występują tak zwane błędy metodyczne.  $S$  jest określone z obliczeń toru z pewnym błędem. Błąd ten ma oczywiście wpływ na dokładność pomiaru prędkości. Jest to jednak mankament niezbyt groźny - człon zawierający  $S$  jest tylko członem poprawkowym, ma małą wartość w porównaniu z członem zawierającym  $V$ .

## 2. Wpływ przyspieszenia ziemskiego

W dotychczasowych rozważaniach zakładaliśmy, że wektor całkowitego przyspieszenia działającego na żyroskop pokrywa się z kierunkiem osi precesji. Założenie to jest nie do przyjęcia w dokładnej analizie ruchu integrometru, umieszczonego na pokładzie pocisku poruszającego się w polu grawitacyjnym Ziemi i startującego pod kątem rzutu  $\tau_0 \neq \frac{\pi}{2}$ . Na integrometr będzie działało oprócz przyspieszenia  $\bar{a}$  od siły ciągu rakiety również i przyspieszenie ziemskie  $\bar{g}$ . Całkowite przyspieszenie  $\bar{b} = \bar{a} + \bar{g}$  w ogólnym przypadku nie będzie pokrywało się z osią precesji. Moduł i kierunek wypadkowego przyspieszenia  $\bar{b}$ , zależą od kąta nachylenia stycznej do toru  $\tau$  i w przypadku rozpatrywanego pocisku rakietowego są zmienne na skutek zmienności  $\tau$ .

Przy rozwiązywaniu zagadnienia określenia wpływu przyspieszenia ziemskiego na ruch i wskazania integrometru posłużymy się następującą metodą: uwzględniamy w równaniach ruchu (52),

- 157 -

które są równaniami momentów, moment od siły ciężkości działającej na masę  $m$ . Ponieważ w tych równaniach uwzględniono już wpływ składowej  $\bar{a}$ , otrzymany tą drogą nowy układ równań będzie obrazował wpływ całkowitego przyspieszenia  $\bar{b}$ .

Założmy, że w rozpatrywanym krótkim odcinku czasu pocisk porusza się po prostej nachylonej do poziomu pod kątem  $\tau$ . Powierzchnia, po jakiej porusza się w ciągu tego odcinka czasu środek  $A$  masy  $m$ , jest powierzchnią walca kołowego o promieniu  $s$ . Rozpatrzmy składowe siły ciężkości działającej na punkt  $A$  w dowolnej chwili ruchu zawartej w rozpatrywanym odcinku czasu (rys. 9).

Siłę ciężkości  $m\bar{g}$  rozkładamy najpierw w płaszczyźnie  $P$  wyznaczonej przez kierunki wektorów  $m\bar{a}$  i  $m\bar{g}$  na dwie składowe:  $m\bar{g}_a$  i kierunku wektora  $m\bar{a}$  i  $m\bar{g}_p$  prostopadłą do  $m\bar{g}_a$ .

Moduły tych składowych wynoszą:

$$m\bar{g}_a = m\bar{g} \sin \tau, \quad \dots (75)$$

$$m\bar{g}_p = m\bar{g} \cos \tau. \quad \dots (76)$$

Składową  $m\bar{g}_p$  rozkładamy następnie w płaszczyźnie  $R$  prostopadłej do tworzących powierzchni walcowej na  $m\bar{g}_s$  o kierunku stycznej do powierzchni walca w punkcie  $A$  ( $m\bar{g}_s$  leży w płaszczyźnie stycznej  $Q$ ) i na  $m\bar{g}_n$  o kierunku normalnej do powierzchni walca. Moduły składowych wektora  $m\bar{g}_p$  wynoszą odpowiednio:

$$m\bar{g}_s = m\bar{g}_p \sin \psi = m\bar{g} \cos \tau \sin \psi, \quad \dots (77)$$

$$m\bar{g}_n = m\bar{g}_p \cos \psi = m\bar{g} \cos \tau \cos \psi. \quad \dots (78)$$

Kąt  $\psi$  jest zaznaczony na rys. 9. Łatwo przy tym zauważyć, że:

$$\chi = \psi + 2\pi n; \quad n = 0, 1, 2, 3, \dots$$

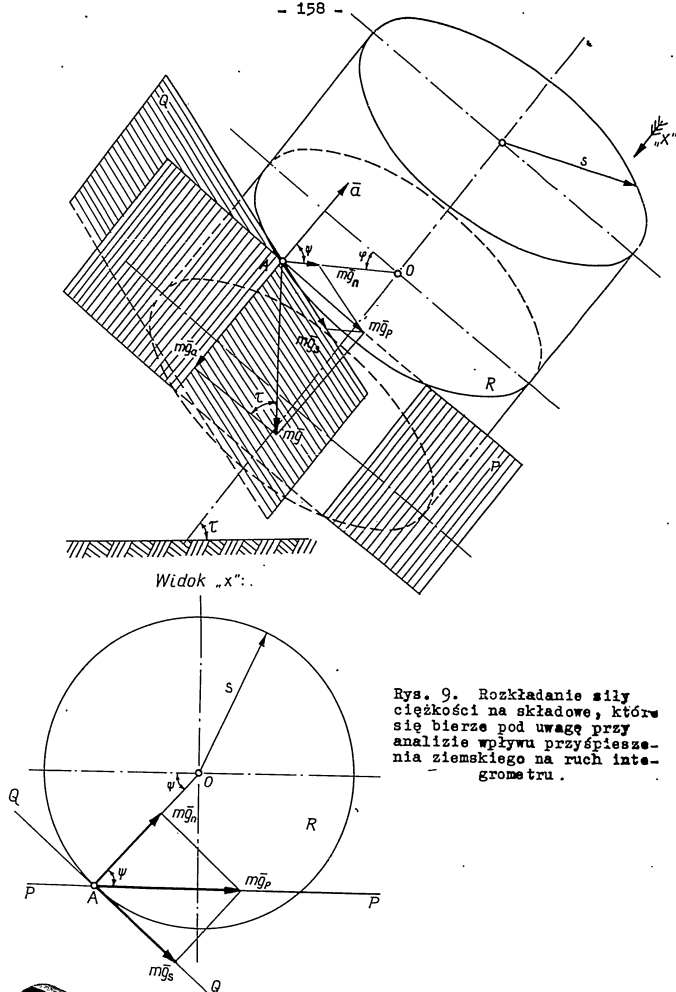
Zatem:

$$m\bar{g}_s = m\bar{g} \cos \tau \sin \chi, \quad \dots (79)$$

$$m\bar{g}_n = m\bar{g} \cos \tau \cos \chi. \quad \dots (80)$$

Rozpatrzmy teraz kolejno wpływ otrzymanych w wyniku rozważań trzech składowych siły ciężkości:  $m\bar{g}_a$ ,  $m\bar{g}_s$  i  $m\bar{g}_n$ .

- 158 -



Rys. 9. Rozkładanie siły ciężkości na składowe, które się bierze pod uwagę przy analizie wpływu przyspieszenia ziemskiego na ruch integrometru.

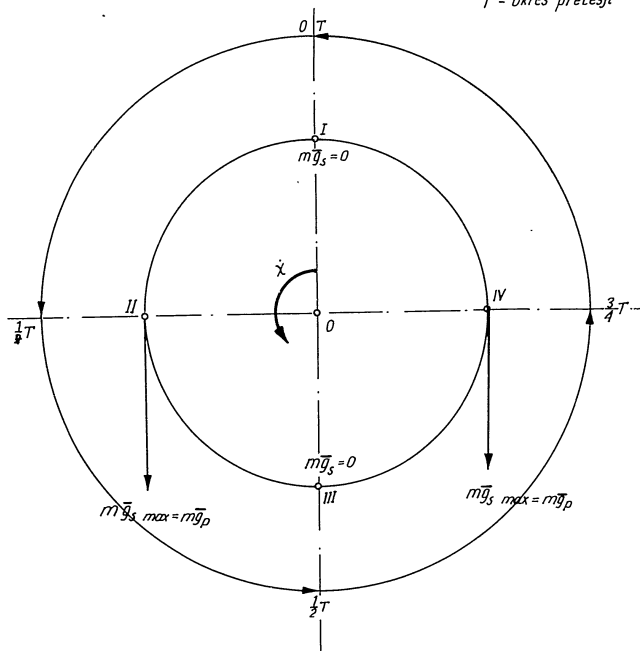
- 159 -

Siła  $m\vec{g}_a$  działa w sposób identyczny jak siła bezwładności i daje dodatkową składową momentu precesyjnego:

$$M_{pg} = m\vec{g}_a \cdot s = m\vec{g}_s \sin \epsilon, \quad \dots (81)$$

która sumuje się algebraicznie z  $\vec{M}_p$ .

$T$  - okres precesji



Rys. 10



- 160 -

Siła  $m\vec{g}_s$  zależy od  $\sin \chi$  i w związku z tym w ciągu połowy okresu precesji zmienia się od zera do maksimum i od maksimum do zera; w ciągu drugiej połowy - w ten sam sposób, lecz daje przeciwnie skierowany moment względem środka zawieszenia (rys. 10).

Z powyższego wynika, że wpływ siły  $m\vec{g}_s$  w ciągu jednej połowy okresu precesji jest zrównoważony przez wpływ w drugiej połowie; oczywiście przy założeniu, że w ciągu jednego okresu precesji  $\vec{l}$  nie ulega zmianie. Na takie założenie możemy sobie pozwolić ze względu na dowolną stosunkowo zmienność  $\vec{l}$  w porównaniu ze zmiennością  $\chi$ . Wobec powyższego wpływ składowej  $m\vec{g}_s$  na ruch integrometru można zaniedbać.

Zaniedbamy również wpływ składowej  $m\vec{g}_n$ , która nie daje momentu względem środka zawieszenia i jest całkowicie przenoszona przez łożysko osi ramki zewnętrznej.

Zatem wpływ przyspieszenia ziemskiego uwzględniony jest tylko w postaci dodatkowej składowej momentu precesyjnego  $\vec{M}_{pg}$ . Teraz równania ruchu (52):

$$\begin{cases} \text{I} \dots\dots k_1 \ddot{\chi} - D \dot{\delta} = 0 \\ \text{II} \dots\dots m\dot{\chi} + mgs\sin\vec{l}_{gr} - D\dot{\chi} - k_2\dot{\delta} - k\delta = 0 \end{cases} \dots\dots (82)$$

Przyjmujemy  $\vec{l}$  jako średnią dla interesującego nas odcinka toru pocisku rakietowego (dla części toru odpowiadającej okresowi pracy silnika).

Zatem:

$$\vec{M}_{pg} = mgs\sin\vec{l}_{gr} = \text{const.} \dots\dots (83)$$

Rozwiążmy teraz układ równań (82). Metoda postępowania będzie identyczna jak w przypadku układu (52). Z równania I:

$$\dot{\delta} = \frac{k_1}{D} \dot{\chi}; \quad \delta = \frac{k_1}{D} \chi \dots\dots (84)$$

oznaczając:

$$mgs\sin\vec{l}_{gr} = N. \dots\dots (85)$$

Otrzymamy II równanie układu (82) w postaci:

- 161 -

$$\begin{aligned} D\ddot{\chi} + \frac{k_1 k_2}{D} \dot{\chi} + \frac{kk_1}{D} \dot{\chi} &= m\dot{\chi} + N, \\ (D + \frac{k_1 k_2}{D}) \dot{\chi} + \frac{kk_1}{D} \dot{\chi} &= m\dot{\chi} + N, \\ (1 + \frac{k_1 k_2}{D^2}) \dot{\chi} + \frac{kk_1}{D^2} \dot{\chi} &= \frac{m}{D} \dot{\chi} + \frac{N}{D}. \end{aligned} \dots\dots (86)$$

Stosując oznaczenia (56):

$$(1 + \lambda') \dot{\chi} + \lambda \chi = c\dot{\chi} + \frac{N}{D}. \dots\dots (87)$$

Dzieląc obydwie strony przez  $1 + \lambda'$ , stosując oznaczenia (58) oraz wprowadzając dodatkowe oznaczenie:

$$\frac{N}{(1 + \lambda')D} = N' \dots\dots (88)$$

otrzymamy:

$$\dot{\chi} + \lambda' \chi = c\dot{\chi} + N'. \dots\dots (89)$$

Rozwiążmy teraz równanie uproszczone tego równania pełnego:

$$\dot{\chi} + \lambda' \chi = 0. \dots\dots (90)$$

Zgodnie z (61) otrzymamy:

$$\chi = C e^{-\lambda' t}. \dots\dots (91)$$

Uzmienniamy stałą:

$$\chi = C(t) e^{-\lambda' t}. \dots\dots (92)$$

Różniczkujemy równanie (92), aby wyznaczyć  $\dot{\chi}$ :

$$\frac{d\chi}{dt} = \frac{dC(t)}{dt} e^{-\lambda' t} - \lambda' C(t) e^{-\lambda' t}. \dots\dots (93)$$

Funkcja  $C(t)$  powinna spełniać równanie pełne (89), zatem:

$$\frac{dC(t)}{dt} e^{-\lambda' t} - \lambda' C(t) e^{-\lambda' t} + \lambda' C(t) e^{-\lambda' t} = c\dot{\chi} + N',$$

$$\frac{dC(t)}{dt} e^{-\lambda' t} = c\dot{\chi} + N', \dots\dots (94)$$

Całkując równanie (94) przy warunku początkowym  $C(t) = 0$  dla  $t = 0$  wyznaczamy funkcję  $C(t)$ :

- 162 -

$$dC(t) = c' \frac{1}{e^{-\lambda t}} \dot{V} dt + N' \frac{1}{e^{-\lambda t}} dt,$$

$$\int_0^{C(t)} dC(t) = c' \int_0^t \frac{\lambda t}{e^{-\lambda t}} \dot{V} dt + N' \int_0^t \frac{\lambda t}{e^{-\lambda t}} dt,$$

$$C(t) = \frac{N'}{\lambda} (e^{-\lambda t} - 1) + c' \int_0^t \frac{\lambda t}{e^{-\lambda t}} \dot{V} dt. \quad \dots (95)$$

Podstawiając powyższy związek do równania (92) otrzymamy:

$$\chi = \frac{N'}{\lambda} (1 - e^{-\lambda t}) + c' e^{-\lambda t} \int_0^t \frac{\lambda t}{e^{-\lambda t}} \dot{V} dt. \quad \dots (96)$$

Z członem tego wyrażenia, zawierającym całkę funkcji wykładniczej, postąpimy w sposób identyczny jak w poprzednim przypadku. Rozwinieśmy na szereg potęgowy drogą całkowania przez części. Otrzymamy oczywiście wynik zgodny z (68), zatem ostatecznie:

$$\chi = \frac{N'}{\lambda} (1 - e^{-\lambda t}) + c' (V - \lambda S + \lambda^2 e^{-\lambda t} \int_0^t \frac{\lambda t}{e^{-\lambda t}} S dt). \quad (97)$$

Zgodnie z otrzymanymi uprzednio wynikami (56), (58), (70), (71), (72), (73), (85) i (88) napiszemy wyrażenie (97) w postaci:

$$\chi = \frac{msgD \sin \tau_{sr}}{kk_1} \left( 1 - \frac{1}{e^{\frac{kk_1}{D^2} t}} \right) + \frac{ms}{D} \left[ V \left( 1 - \frac{k_1 k_2}{D^2} \right) - \frac{kk_1}{D^2} S \right]. \quad (98)$$

$\tau_{sr}$  jest tu średnim kątem nachylenia stycznnej do toru na interesującym nas odcinku, odpowiadającym okresowi pracy silnika.

Najlogiczniej wydaje się przyjąć tę średnią jako średnią ważoną, przy czym wagą będzie odwrotność prędkości kątowej obniżenia się stycznnej do toru. Przyjęcie takiego założenia jest uwarunkowane tym, że średnia powinna uwzględniać stosunek przyrostu kąta  $\tau$  do czasu, w jakim on zachodzi. Jeśli np. integrometr pracuje w ciągu czasu  $T$  i w ciągu  $3/4 T$  nastąpi zmiana kąta o  $10^\circ$ , a w ciągu pozostałej  $1/4 T$  o  $20^\circ$ , to średnia dla całego czasu  $T$  (odp. odcinkowi toru, na którym pracuje integrometr) powinna być wyliczona z przewagą średniej wyliczonej dla zmiany o  $10^\circ$ .

- 163 -

Zatem  $\tau_{sr}$  obliczymy ze wzoru:

$$\tau_{sr} = \frac{\tau_1 \cdot \frac{1}{t_1} + \tau_2 \cdot \frac{1}{t_2} + \tau_3 \cdot \frac{1}{t_3} + \dots + \tau_n \cdot \frac{1}{t_n}}{\frac{1}{t_1} + \frac{1}{t_2} + \frac{1}{t_3} + \dots + \frac{1}{t_n}}. \quad \dots (99)$$

Łatwo zauważyć, że uwzględnienie przyspieszenia ziemskiego w równaniach ruchu integrometru wykazuje, że integrometr w jeszcze poważniejszym stopniu obciążony jest omówionymi już uprzednio mankamentami ("specjalizacja" i błędy metodyczne).

Podobnie jednak jak poprzednio człon określający wpływ przyspieszenia ziemskiego odgrywa niewielką rolę stanowiąc tylko pewną poprawkę (wartość wyrażenia w nawiasie, tzn.  $1 - \frac{1}{e^{\frac{kk_1}{D^2} t}}$

jest bliska zeru).

### 3. Wpływ obrotu Ziemi

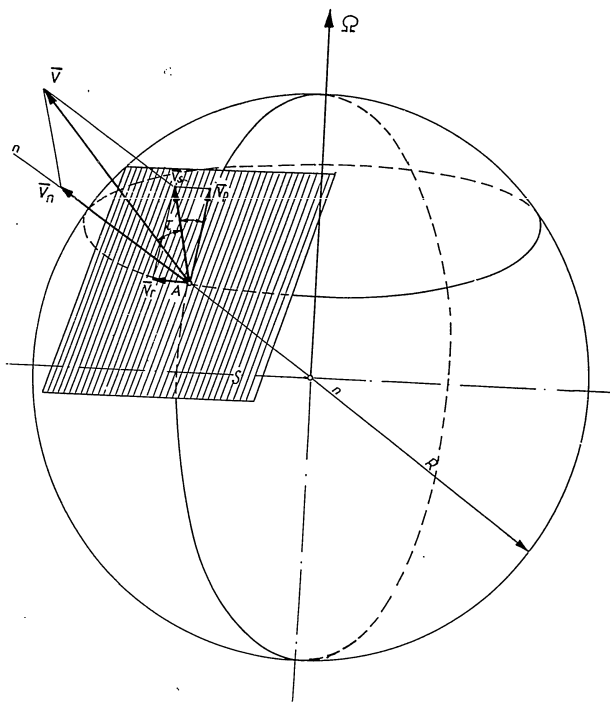
Obrot Ziemi daje dodatkowe czynniki zakłócające ruch integrometru. Mianowicie, pocisk związany z Ziemią do chwili startu ma na torze prędkość wynikającą z jej obrotu. Ten ruch pocisku, będący ruchem unoszenia w stosunku do ruchu względem Ziemi, daje dodatkowe przyspieszenia, których nie uwzględniamy w dotychczasowych rozważaniach. Będzie to obok przyspieszenia normalnego od obrotu Ziemi przyspieszenie Coriolisa, występujące i tu jak w każdym ruchu złożonym, w którym ruch unoszenia jest obrotowy.

Pominiemy w dalszych rozważaniach czynniki rozpatrywane dotychczas, tzn. przyspieszenie ziemskie i przyspieszenie od siły ciągu rakietowego i zajmijmy się wyłącznie przyspieszeniami wynikającymi z ruchu pocisku wraz z Ziemią.

Rozpatrzmy prędkość względną pocisku w stosunku do Ziemi w dowolnej chwili ruchu. Pomińmy przy tym wartości rzędnych toru pocisku (pomijalnie małe w porównaniu z promieniem Ziemi) zakładając, że w każdej chwili ruchu odległość pocisku od środka Ziemi wynosi  $R$  (rys. 11).

Całkowitą prędkość  $\vec{V}$  pocisku znajdującego się w punkcie  $A$  rozłożymy na dwie składowe:  $\vec{V}_n$  normalną, skierowaną wzdłuż

- 164 -



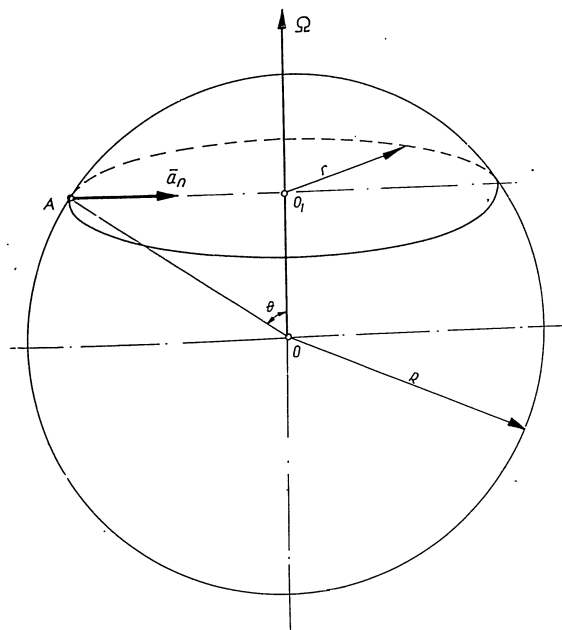
Rys. 11. Rozkładanie wektora prędkości pocisku na składowe: normalną, południkową i równoleżnikową dla analizy wpływu obrotu Ziemi na ruch integrometru.  
S - płaszczyzna styczna do powierzchni Ziemi w punkcie A,  
n-n-kierunek normalnej.

- 165 -

promienia Ziemi oraz prostopadłą do niej  $\vec{V}_s$  leżącą w płaszczyźnie Q stycznej do powierzchni Ziemi w punkcie A. Moduły tych składowych wynoszą:

$$V_s = V \cos \tau, \quad \dots (100)$$

$$V_n = V \sin \tau. \quad \dots (101)$$



Rys. 12

- 166 -

Prędkość  $\bar{V}_S$  rozkładamy następnie na dwie składowe:  $\bar{V}_p$  w kierunku południka i  $\bar{V}_r$  w kierunku równoleżnika. Obydwie te składowe leżą oczywiście w płaszczyźnie stycznej Q. Ich wartości bezwzględne wynoszą:

$$V_p = V_S \cos \phi = V \cos \tau \cos \phi, \quad \dots (102)$$

$$V_r = V_S \sin \phi = V \cos \tau \sin \phi, \quad \dots (103)$$

przy czym  $\phi$  jest kątem azymutu.

Dokonałszy w ten sposób rozkładu wektora prędkości  $\bar{V}$  na trzy składowe:  $\bar{V}_n$  i  $\bar{V}_p$  leżące w płaszczyźnie południka oraz  $\bar{V}_r$  leżącą w płaszczyźnie równoleżnika.

Zgodnie z założeniami przyjętymi na początku tego paragrafu rozpatrzmy tylko przyspieszenia normalne, wynikające z obrotu Ziemi (przyspieszenie unoszenia) i przyspieszenie Coriolisa. Przyspieszenie normalne wynosi (rys. 12):

$$a_n = \Omega^2 r = \Omega^2 R \sin \Theta. \quad \dots (104)$$

Przyspieszenie Coriolisa rozpatrzmy jako złożone z trzech składowych, pochodzących od trzech składowych, na jakie rozłożyliśmy prędkość względną pocisku. Przenieśmy przy tym prędkość kątową obrotu Ziemi do punktu A. (Rys. 13):

$$\bar{a}_c = \bar{a}_{c_n} + \bar{a}_{c_p} + \bar{a}_{c_r} \quad \dots (105)$$

przy czym:

$$\bar{a}_{c_n} = 2\bar{\Omega} \times \bar{V}_n; \quad a_{c_n} = 2\Omega V_n \sin \Theta, \quad \dots (106)$$

$$\bar{a}_{c_p} = 2\bar{\Omega} \times \bar{V}_p; \quad a_{c_p} = 2\Omega V_p \cos \Theta, \quad \dots (107)$$

$$\bar{a}_{c_r} = 2\bar{\Omega} \times \bar{V}_r; \quad a_{c_r} = 2\Omega V_r. \quad \dots (108)$$

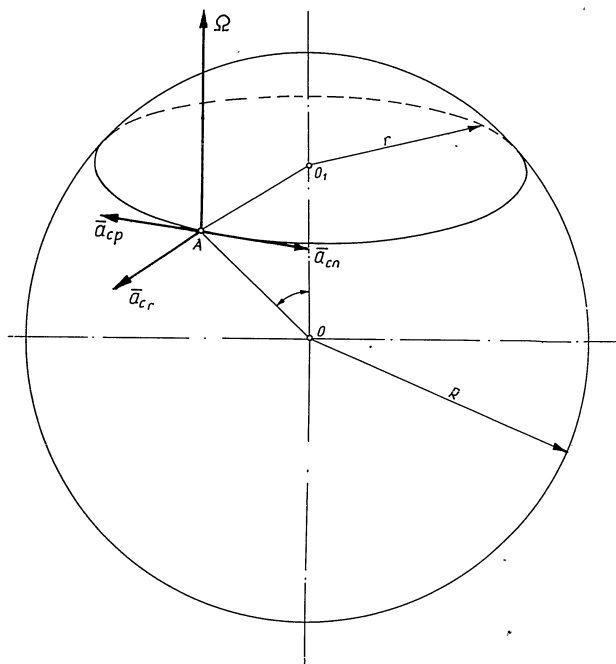
Podstawiamy wartości  $V_n$ ,  $V_p$  i  $V_r$  wyliczone uprzednio /związki: (101), (102), (103)/:

$$a_{c_n} = 2\Omega V \sin \tau \sin \Theta, \quad \dots (109)$$

$$a_{c_p} = 2\Omega V \cos \tau \cos \phi \cos \Theta, \quad \dots (110)$$

$$a_{c_r} = 2\Omega V \cos \tau \sin \phi. \quad \dots (111)$$

- 167 -



Rys. 13

Moduł całkowitego przyspieszenia Coriolisa wynosi zatem:

$$a_c = (a_{c_n} + a_{c_p})^2 + a_{c_r}^2. \quad \dots (102)$$

- 168 -

Podstawiając do powyższego zależności (109), (110) i (111) otrzymamy:

$$a_c = \sqrt{2\Omega V \sin \tau \sin \Theta + 2\Omega V \cos \tau \cos \Theta \cos \phi + 4\Omega^2 V^2 \cos^2 \tau \sin^2 \phi} =$$

$$= 2\Omega V \sqrt{\sin^2 \tau \sin^2 \Theta + 2\sin \tau \cos \tau \cos \phi \sin \Theta \cos \Theta + \cos^2 \tau \cos^2 \phi \cos^2 \Theta + \cos^2 \tau \sin^2 \phi} \quad (113)$$

Rozpatrzmy teraz wartości liczbowe przyspieszeń określonych wyrażeniami (104) i (113).

Maksymalną wartość przyspieszenia normalnego mamy dla  $\sin \Theta = 1$ , czyli na równiku:

$$a_{n_{\max}} = \Omega^2 R \quad \dots (114)$$

Przyjmując w przybliżeniu:

$$\left. \begin{aligned} \Omega &= 7,27 \cdot 10^{-5} \frac{1}{\text{sek}} \\ R &= 6300 \text{ km} = 6 \cdot 10^6 \text{ m} \end{aligned} \right\} \quad \dots (115)$$

otrzymamy:

$$a_{n_{\max}} = 7,27^2 \cdot 10^{-10} \cdot 6,3 \cdot 10^6 =$$

$$= 0,046 \frac{\text{m}}{\text{sek}^2} \approx 0,005 \text{ g}.$$

Jak widać z powyższego wyniku,  $a_n$  jest tak małe w porównaniu z  $g$ , że można je pominąć w równaniach ruchu.

W wyrażeniu określającym przyspieszenie Coriolisa występuje jako czynnik iloczynu pierwiastek kwadratowy z pewnej kombinacji funkcji trygonometrycznych kątów  $\tau$ ,  $\phi$  i  $\Theta$ .

Wartość tego czynnika nie różni się wiele od jedności, przyjmijmy więc dla uproszczenia jego wartość jako jedność (bywa to np. w przypadku, kiedy  $\tau = \frac{\pi}{2}$ ;  $\Theta = \frac{\pi}{2}$  lub  $\tau = 0$ ;  $\phi = \frac{\pi}{2}$ , tzn. dla strzelania pionowego na równiku lub strzelania wzdłuż dowolnego równoleżnika pod kątem rzutu równym zero).

- 169 -

Teraz  $a_c$ :

$$a_c = 2\Omega V \quad \dots (116)$$

Maksymalna wartość  $a_c$  wystąpi dla  $V = V_{\max}$ , a więc w przypadku rozpatrywanej rakiety dla  $V \approx 1000 \text{ m/sek}$ . Zatem:

$$a_{c_{\max}} = 2 \cdot 7,27 \cdot 10^{-5} \cdot 1000 = 0,14 \frac{\text{m}}{\text{sek}^2} = 0,014 \text{ g} \dots (117)$$

Przyspieszenie Coriolisa również, jak widać, jest pomijalnie małe w porównaniu z przyspieszeniem ziemskim. Przeprowadzone wyżej rozważania prowadzą zatem do wniosku, że wpływ obrotu Ziemi na ruch integrometru nie wymaga uwzględnienia.

4. Wpływ krzywizny toru oraz ruchów pocisku dokoła środka masy

Krzywizna toru powoduje w ogólnym przypadku występowanie dodatkowych, nie uwzględnianych dotychczas przyspieszeń normalnych, mających wpływ na pracę integrometru. Rozważania powyższe dotyczyły jednak pocisku sterowanego wg programu, którym jest tor "naturalny", tzn. obliczony bez uwzględnienia sterowania. Jeśli pominiemy opór powietrza, to jedynym przyspieszeniem normalnym na takim torze jest przyspieszenie ziemskie, ono bowiem powoduje zakrzywienie się toru. Wpływ przyspieszenia ziemskiego uwzględniliśmy już w paragrafie 2.

Problem wpływu ruchów pocisku dokoła środka masy jest zagadnieniem bardzo skomplikowanym i nie będziemy się na razie starali go rozwiązać. Można tu liczyć na pewną poprawę sytuacji związaną z efektem działania urządzenia do poprawy stabilizacji pocisku (silne tłumienie wahań dokoła środka ciężkości). Również pewne ograniczenie wpływu ruchów dokoła środka ciężkości na pracę integrometru można osiągnąć umieszczając integrometr w środku ciężkości pocisku lub w jego pobliżu.

- 170 -

### Nieżyroskopowe integrometry przyspieszenia

Ostatnio stosuje się coraz częściej w technice elektryczne przyrządy całkujące, które ze względu na swoje zalety wypierają przyrządy mechaniczne. Odnosi się to również do integrometru przyspieszenia.

Żyroskopowe integrometry przyspieszenia mają wiele wad - przekonaliśmy się o tym z poprzednich rozważań. Istnieje wiele czynników, których wpływ na ruch integrometru da się uwzględnić tylko w sposób przybliżony i wiele takich, których wpływ w ogóle nie da się uwzględnić. Do równania (98), określającego kąt precesji w zależności od prędkości  $V$  osiągniętej przez pocisk, weszły człony zawierające drogę pocisku  $S$ , kąt nachylenia stycznej do toru  $\tau$  a także czas lotu  $t$ . Człony te, mimo że spełniają rolę poprawek, są - jak już mówiliśmy - źródłem dwójakiego rodzaju niedokładności. Ideałem byłby przyrząd określający prędkość pocisku niezależnie od czasu, w jakim została osiągnięta droga i kształt toru. Być może, że przy zastosowaniu elektrycznych urządzeń całkujących uda się zbliżyć do tego ideału.

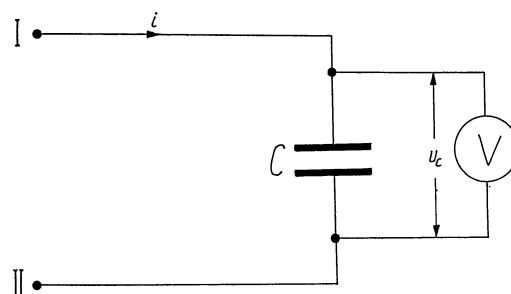
Podamy poniżej układ, który mógłby być zastosowany do integracji przyspieszenia (rys. 14).

Zaciski I i II tworzą wejście integrometru. Na to wejście podawane są sygnały z czujnika - prąd elektryczny o natężeniu modulowanym zgodnie ze zmianami przyspieszenia. Prąd płynący w obwodzie ładuje kondensator pojemności  $C$ . Można wykazać, że całka względem czasu natężenia prądu płynącego w obwodzie jest proporcjonalna do napięcia między okładzinami kondensatora:

$$u_c = \frac{1}{C} \int_0^t i dt. \quad \dots (118)$$

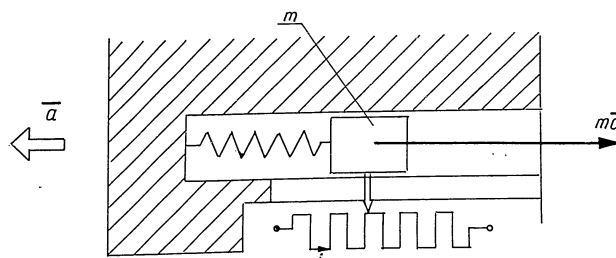
Zatem prędkość osiągnięta przez pocisk, w którym umieszczono taki układ, jest proporcjonalna do wychyleń wskazówki woltomierza  $V$  włączonego równolegle do obwodu.

- 171 -



Rys. 14. Elektryczny układ całkujący, który mógłby znaleźć zastosowanie w nieżyroskopowym integrometrze przyspieszenia.

Czujnikiem w tym układzie może być np. akcelermetr dynamometryczny, przesuwający ramię regulatora opornika, dającego modulację natężenia (rys. 15).



Rys. 15. Akcelermetr, który mógłby służyć jako urządzenie czujnikowe w nieżyroskopowym integrometrze przyspieszenia.

- 172 -

## Literatura

- [1]. D.A.Brasławskij, S.S.Łogunow, D.S.Pielpor: "Rasczot i konstrukcja awiacyjnych priborow", (1954).
- [2]. N.J.Czistiakow: "Elektriceskije awiacjonnyje pribory", (1950).
- [3]. W.J.Fieodosiew, G.B.Siniarijew: "Wwiedienje w rakiethnuju tiechniku", (1956).
- [4]. R.Grammel: "Der Kreisel, seine Theorie und seine Anwendungen", (1950).
- [5]. I.Kooy, J.Uytenbogaart: "Dinamika rakiet" (tłum.ros.), (1950).
- [6]. E.Ł.Nikołaj: "Teoria giroskopow", (1948).
- [7]. B.N.Okuniew: "Swobodnoje dżiżenje giroskopa", (1951).
- [8]. W.A.Pawłow: "Awiacjonnyje giroskopiceskije pribory", (1954).
- [9]. W.Jarominek: "Automatyczne sterowanie samolotów", Technika Lotnicza, (1950-52).
- [10]. E.Samal: "Elektrische Rechnergeräte", VDJ, (1951).
- [11]. G.Zeunert: "Zur Entwicklung der Flüssigkeitrakete", VDJ, (1949).

Dalszy ciąg niniejszego artykułu, traktujący o konstrukcji integrometru oraz o próbach i badaniach przyrządu, ukaże się w jednym z następnych numerów "Techniki Rakietowej".

- 173 -

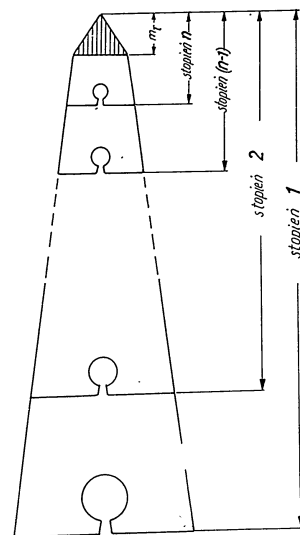
# NIEKTÓRE ZAGADNIENIA TEORII RAKIET WIELOSTOPNIOWYCH

Mgr Mieczysław Subotowicz

/Zakład Fizyki Doświadczalnej Uniwersytetu  
Marii Curie-Skłodowskiej w Lublinie/

## Wstęp

Celem niniejszej pracy jest przedstawić prostą metodę graficzną określania optymalnych parametrów rakiety wielostopniowej (rys. 1), w szczególności - podstawowego parametru mas  $M$  oraz liczby stopni zespołu wielostopniowego, przy zadanym "problemie" rakietowym. "Problem" rakietowy określony jest stosunkiem prędkości końcowej  $v$ , jaką uzyska ładunek użyteczny, do średniej prędkości wypływu gazów z dyszy  $w_g$ , czyli  $v/w_g$  oraz - masą ładunku użytecznego  $m_z$ . Wspomniana metoda graficzna uzasadniona jest analitycznie w oparciu o uogólnione wyniki



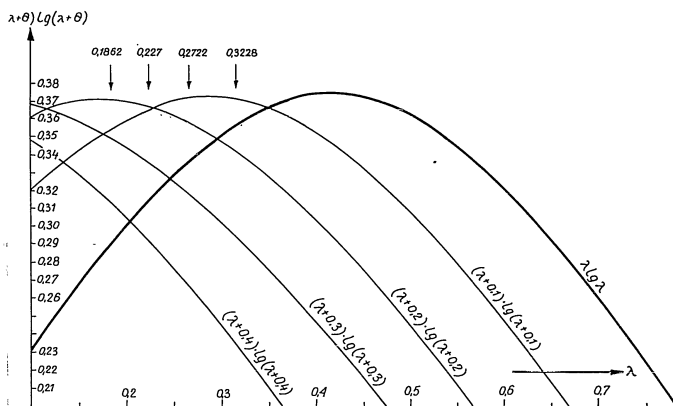
Rys. 1. Numeracja stopni rakiety wielostopniowej.

- 174 -

wcześniej opublikowanej pracy Krausego (1953). Pokazano, że postępowanie optymalizujące parametry rakiety wielostopniowej powinno za punkt wyjścia obrać parametr konstrukcyjny

$$\theta = \frac{m_e}{m_{o1}} \quad \text{oraz} \quad \Lambda = \frac{m_2}{m_{o1}}.$$

Inny dobór parametrów prowadzi do niepełnych wyników, w szczególności nie daje właściwego minimum podstawowego parametru mas  $M$  i tym się między innymi tłumaczy, że szereg projektów rakiet wielostopniowych można ulepszyć.



Rys. 2. Rozwiązanie równania przestępnego

$\lambda \lg \lambda = (\lambda + \theta) \cdot \lg(\lambda + \theta)$  dla  $\theta$  zmieniającego się od 0,1 do 0,4.

Dla  $\theta = 0,1$  jest  $\lambda_0 = 0,3228$   
 $\theta = 0,2$  "  $\lambda_0 = 0,2722$   
 $\theta = 0,3$  "  $\lambda_0 = 0,227$   
 $\theta = 0,4$  "  $\lambda_0 = 0,1862$

W niniejszej pracy rozpatrzono najprostszyp przypadk, kiedy w warunkach optymalnych parametry rakiet wszystkich stopni są jednakowe, między innymi - jednakowe jest paliwo.

- 175 -

Prócz tego nie uwzględniono wpływu oporu powietrza, czasu lotu i pola grawitacyjnego na prędkość końcową rakiety. Zmniejsza to ogólność metody, jednak sytuację można poprawić, jeżeli do postulowanej prędkości końcowej dodamy dodatkowe czyny, które wspomniane straty wyrażą w języku dodatkowej prędkości, jak to jest w dyskutowanym dalej przykładzie Obertha (1954) rakiety wielostopniowej. Przy postępowaniu optymalizującym zastosowano zwykłą metodę poszukiwania ekstremum. Natomiast metodę Lagrange'a czynników nieoznaczonych użyto tylko dla pokazania, że w przypadku jednakowego paliwa dla wszystkich rakiet zespołu wielostopniowego - optymalne warunki uzyskujemy wtedy, gdy odpowiednie parametry masowe wszystkich rakiet tego zespołu są identyczne.

Podstawowe parametry rakiety jedno- i wielostopniowej oraz zależności między nimi

| Oznaczenia                                              | Symbol e<br>użyte w<br>niniejszej<br>pracy | Symbol e<br>używane w<br>pracach<br>autorów<br>niemieckich |
|---------------------------------------------------------|--------------------------------------------|------------------------------------------------------------|
| masa startowa                                           | $m_0$                                      | $G_5$                                                      |
| " ładunku użytecznego                                   | $m_2$                                      | $G_5$                                                      |
| masa paliwa                                             | $m_p$                                      | $G_6$                                                      |
| " rakiety pustej (bez paliwa i ładunku użytecznego)     | $m_e = m_0 - m_2 - m_p$                    | $G_N = G_5 - G_5 - G_6$ (masa netto)                       |
| masa rakiety bez paliwa (masa końcowa)                  | $m_k = m_0 - m_p = m_2 + m_e$              | $G_L$                                                      |
| masa rakiety brutto (bez ładunku)                       | $m_0 - m_2 = m_B$                          | $G_B = G_5 - G_5$                                          |
| prędkość wypływu gazów z dyszy (średnia $w_s$ )         | $w$                                        |                                                            |
| prędkość charakterystyczna rakiety (po spalaniu paliwa) | $v$                                        |                                                            |



- 176 -

|                                                               |                                                                  |                                       |
|---------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------|---------------------------------------|
| przyspieszenie ziemskie (lub średnie przyspieszenie ziemskie) | $g$                                                              |                                       |
| peł właściwy (impuls właściwy)                                | $I_{sp} = \frac{dm}{dt} \cdot w$                                 | $\frac{dm}{dt} \cdot g = \frac{w}{g}$ |
| ciąg rakiety                                                  | $F = w \cdot \frac{dm}{dt} = g \cdot I_{sp} \cdot \frac{dm}{dt}$ |                                       |
| czas spalania paliwa                                          | $t_p$                                                            |                                       |
| średnia gęstość paliwa                                        | $\rho$                                                           |                                       |
| objętość zbiorników paliwa                                    | $V_p$                                                            |                                       |
| parametr pojemnościowy                                        | $\varphi = \frac{V_p}{m_k} = \frac{V_p}{m_o - m_p}$              |                                       |
| sprawność rakiety                                             | $\eta = \frac{V}{g \cdot I_{sp}}$                                |                                       |
| idealny parametr mas                                          | $r = \frac{m_o}{m_o - m_p} = \frac{m_o}{m_z + m_e}$              | $G_S^L$                               |
| parametr ładunku                                              | $\lambda = \frac{m_z}{m_o}$                                      | $G_S^5$                               |
| " paliwa                                                      | $\xi = \frac{m_p}{m_o}$                                          | $G_S^6$                               |
| " struktury                                                   | $\varepsilon = \frac{m_e}{m_o + m_p}$                            | $\frac{G_N}{G_B} = G_B^N$             |
| " konstrukcyjny                                               | $\theta = \frac{m_e}{m_o}$                                       | $\frac{G_N}{G_S} = G_S^N$             |
| netto struktury                                               | $\frac{\varepsilon}{1-\varepsilon} = \frac{m_e}{m_p}$            | $\frac{G_N}{G_6} = G_6^N$             |

- 177 -

Niektóre  
zależności  
między pa-  
rametrami  
rakiety:

$$\begin{aligned} \frac{\xi}{\lambda} &= \frac{m_p}{m_z} & G_5^6 \\ \frac{\xi}{1-\lambda} &= \frac{m_p}{m_o - m_z} & G_B^6 \\ \frac{1-\xi}{\lambda} &= \frac{m_e + m_z}{m_z} = \frac{m_o - m_p}{m_z} & G_5^N \\ \frac{m_z}{m_z + m_e} &= \frac{\lambda}{1-\xi} = \lambda r & G_L^5 \\ \frac{m_e}{m_e + m_z} &= 1 - \lambda r & G_L^N \\ \frac{m_p}{m_e + m_z} &= \xi r = \frac{\xi}{1-\xi} & G_L^6 \\ \varphi &= \frac{V_p}{m_k} = \frac{V_p}{m_o - m_p} ; \quad r = \frac{1}{1-\xi} ; \quad \xi = (1-\varepsilon) \cdot (1-\lambda) ; \\ r &= 1 + \varphi \varphi ; \quad \xi = \frac{\varphi \varphi}{1 + \varphi \varphi} ; \quad \lambda = 1 - \frac{\xi}{1-\varepsilon} = 1 - \frac{\varphi \cdot \varphi}{(1+\varepsilon) \cdot (1+\varphi \varphi)} ; \\ \varphi &= \frac{(1-\varepsilon) \cdot (1-\lambda)}{\rho [1 - (1-\varepsilon) \cdot (1-\lambda)]} ; \quad \theta = \varepsilon (1-\lambda) ; \quad \xi = 1 - (\lambda + \theta) ; \\ r &= \frac{1}{\lambda + \theta} ; \quad \varphi = (r-1) \cdot \frac{1}{\rho} . \end{aligned}$$

Podstawowy stosunek mas rakiety wielostopniowej:

$$M = \prod_{i=1}^n \lambda_i^{-1} = \bigwedge^{-1}$$

Prędkość charakterystyczna rakiety n-go stopnia:  $v = \sum_{i=1}^n v_i$ .

Idealny parametr mas rakiety wielostopniowej:

$$R = \prod_{i=1}^n r_i = \prod_{i=1}^n \frac{1}{[\varepsilon_i (1 + \lambda_i) + \lambda_i]} = \frac{v}{g \cdot w_s}$$

- 178 -

Całkowity parametr strukturalny  $\varepsilon_{\text{całk}}$  rakiety n-stopniowej:

$$\varepsilon_{\text{całk}} = \frac{1}{m_{01}-m_2} \cdot \sum_{i=1}^n m_{ei} = \frac{1}{M_p + M_e} = \frac{1}{m_{01}-m_2} \cdot \sum_{i=1}^n [\varepsilon_i \cdot (m_{01}-m_{2i})] =$$

$$= \frac{1}{m_{01}-m_2} \cdot \sum_{i=1}^n [\varepsilon_i \cdot (m_{01} - \lambda_i \cdot m_{01})] = \frac{1}{m_{01}-m_2} \cdot \sum_{i=1}^n [\varepsilon_i \cdot m_{01} (1-\lambda_i)],$$

stąd po łatwych przekształceniach mamy:

$$\varepsilon_{\text{całk}} = \frac{1}{1-\Lambda} [\varepsilon_1(1-\lambda_1) + \lambda_1 \cdot \varepsilon_2(1-\lambda_2) + \varepsilon_3 \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2(1-\lambda_3) + \dots +$$

$$+ \varepsilon_n \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2 \dots \lambda_{n-1}(1-\lambda_n)].$$

Całkowity parametr konstrukcyjny rakiety wielostopniowej:

$$\theta_{\text{całk}} = \frac{\sum_{i=1}^n m_{ei}}{m_{01}} = \theta_1 + \theta_2 \lambda_1 + \theta_3 \lambda_1 \lambda_2 + \dots + \theta_n \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2 \dots \lambda_{n-1}.$$

Podstawowy parametr mas netto N rakiety wielostopniowej:

$$N = \frac{\sum_{i=1}^n m_{ei}}{m_2} = \frac{\varepsilon_{\text{całk}} \cdot (m_{01}-m_2)}{m_2} = \varepsilon_{\text{całk}} \frac{m_{01}}{m_2} - 1 =$$

$$= \varepsilon_{\text{całk}} \cdot \frac{1-\Lambda}{\Lambda} = \theta_{\text{całk}} \cdot M = \frac{\theta_{\text{całk}}}{\Lambda}.$$

Idealny parametr mas rakiety wielostopniowej:

$$R = \prod_{i=1}^n r_i = \prod_{i=1}^n \left[ \frac{1}{\varepsilon_i(1-\lambda_i) + \lambda_i} \right] = \prod_{i=1}^n \frac{1}{(\theta_i + \lambda_i)}.$$

Pokażemy w dalszym ciągu, że w warunkach optymalnych rakieta wielostopniowa musi posiadać jednakowe parametry masowe dla wszystkich stopni. W tych warunkach spełnione są następujące

$$\text{zależności: } \Lambda = \frac{m_2}{m_{01}}; \quad \frac{M_p}{M_B} \cdot (\Lambda - 1); \quad \frac{M_p}{M_B} = 1 - \varepsilon;$$

- 179 -

$$\frac{M_p}{m_2} = (1-\varepsilon) [(\lambda^n - 1)] = (1-\varepsilon) \cdot (e^{-n \ln \lambda} - 1); \quad \Lambda = \left[ \frac{R^n - \varepsilon}{1 - \varepsilon} \right] =$$

$$= [R^n - \theta]^n; \quad \frac{M_p}{m_{01}} = (1-\varepsilon) \cdot (1-\Lambda), \quad \text{gdzie } M_p = \sum_{i=1}^n m_{pi},$$

$$M_B = \sum_{i=1}^n m_{Bi}.$$

#### Zagadnienie optymalizacji parametrów rakiety

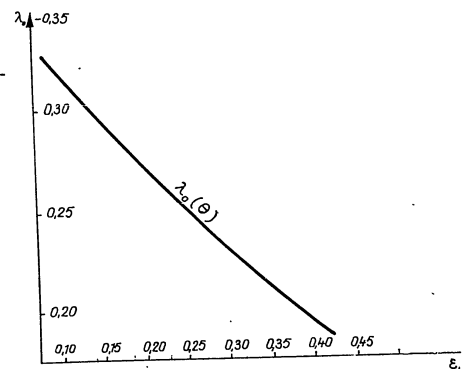
Przechodzimy obecnie do omówienia warunków optymalizacji parametrów rakiety. Parametr ładunku  $\lambda$  musi być możliwie duży - inaczej mówiąc - rakieta musi transportować możliwie dużo ładunku użytecznego w przeliczeniu na jednostkę masy startowej. Warunek ten można spełnić optymalizując parametry paliwa  $\xi$  i konstrukcyjny  $\theta$  lub strukturalny  $\varepsilon$ .

Pokażemy najpierw, że postulat optymalizacji rakiety n-stopniowej prowadzi do jednakowych parametrów miarowych dla wszystkich stopni.

Całkowity parametr

ładunku  $\Lambda = \prod_{i=1}^n \lambda_i$ możemy wyrazić jako funkcję  $\theta$  i  $\xi$  wpostaci:  $\Lambda = \prod_{i=1}^n \lambda_i =$ 

$$= \prod_{i=1}^n (1 - \xi_i - \theta_i),$$

Rys. 3. Zależność  $\lambda_0$  od  $\theta$ 

| $\theta$ | $\lambda_0(\theta)$ |
|----------|---------------------|
| 0,1      | 0,3228              |
| 0,2      | 0,2722              |
| 0,3      | 0,227               |
| 0,4      | 0,1862              |

- 180 -

ponieważ  $\lambda = 1 - \xi - \theta$ ;  $\Lambda = \prod_{i=1}^n \lambda_i = \prod_{i=1}^n (1 - \xi_i - \theta_i) \dots (1)$

Poszukujemy takiego zbioru wartości  $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n$ , dla którego  $\Lambda$  jest ekstremum z warunkiem pobocznym:

$$A = \sum_{i=1}^n v_i + [w_1 \lg(1 - \xi_1) + w_2 \lg(1 - \xi_2) + \dots + w_n \lg(1 - \xi_n)] = 0 \dots (2)$$

Metoda mnożników Lagrange'a daje nam:

$$\Phi(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n) = \Lambda(\xi_1, \dots, \xi_n) + \alpha \cdot A(\xi_1, \dots, \xi_n) \dots (3)$$

Kładziemy:

$$\frac{\partial \Phi}{\partial \xi_1} = 0; \quad \frac{\partial \Phi}{\partial \xi_2} = 0; \quad \dots \quad \frac{\partial \Phi}{\partial \xi_n} = 0 \dots (4)$$

Z równań (4) i (2) możemy określić  $\alpha$  oraz wartości  $\xi_n$ , wyznaczające ekstremalną wartość  $\Lambda$ ;

$$\frac{\partial \Lambda}{\partial \xi_1} = - \prod_{i=2}^n (1 - \xi_i - \theta_i) = - \Lambda \cdot \frac{1}{1 - \xi_1 - \theta_1}; \dots (5_1)$$

$$\frac{\partial \Lambda}{\partial \xi_n} = - \Lambda \cdot \frac{1}{1 - \xi_n - \theta_n}, \dots (5_n)$$

$$\frac{\partial (\alpha A)}{\partial \xi_1} = - \alpha \cdot \frac{w_1}{1 - \xi_1}, \dots (6_1)$$

$$\frac{\partial (\alpha A)}{\partial \xi_n} = - \alpha \cdot \frac{w_n}{1 - \xi_n}, \dots (6_n)$$

Wstawiając (5<sub>1</sub>) do (4) otrzymujemy:

$$\frac{\partial \Phi}{\partial \xi_1} = - \left( \Lambda \cdot \frac{1}{1 - \xi_1 - \theta_1} + \frac{\alpha \cdot w_1}{1 - \xi_1} \right) = 0,$$

stąd:

$$\Lambda \cdot \frac{1}{1 - \xi_1 - \theta_1} + \frac{\alpha \cdot w_1}{1 - \xi_1} = 0 \dots (7_1)$$

- 181 -

Podobnie z warunku:  $\frac{\partial \Phi}{\partial \xi_2} = \frac{\partial \Phi}{\partial \xi_3} = \dots = \frac{\partial \Phi}{\partial \xi_n} = 0$

otrzymamy:

$$\Lambda \cdot \frac{1}{1 - \xi_2 - \theta_2} + \frac{\alpha \cdot w_2}{1 - \xi_2} = 0; \dots, \quad \Lambda \cdot \frac{1}{1 - \xi_n - \theta_n} + \frac{\alpha \cdot w_n}{1 - \xi_n} = 0 \quad (7_n)$$

Podzielmy (7<sub>n</sub>) kolejno przez (7<sub>1</sub>), (7<sub>2</sub>), ..., (7<sub>n-1</sub>) i rozwiążmy uzyskane wyrażenie względem  $(1 - \xi_1), (1 - \xi_2), \dots, (1 - \xi_{n-1})$ . Otrzymamy:

$$(1 - \xi_1) = \frac{\theta_1 \cdot w_1 \cdot (1 - \xi_n)}{\theta_n \cdot w_n + (1 - \xi_n) \cdot (w_1 - w_n)}, \dots (8_1)$$

$$(1 - \xi_{n-1}) = \frac{\theta_{n-1} \cdot w_{n-1} \cdot (1 - \xi_n)}{\theta_n \cdot w_n + (1 - \xi_n) \cdot (w_{n-1} - w_n)} \dots (8_{n-1})$$

Wstawmy (8) do (2). Z otrzymanego wyrażenia możemy określić  $\xi_n$  metodami numerycznymi.

Formalne rozwiązanie możliwe jest dla  $w_1 = w_2 = \dots = w_n = w_n$ .

Wtedy  $\frac{1 - \xi_1}{1 - \xi_n} = \frac{\theta_1}{\theta_n}$  lub  $\frac{1 - \xi_1}{\theta_1} = \frac{1 - \xi_n}{\theta_n} \dots (9_1)$

Podobnie  $\frac{1 - \xi_{n-1}}{\theta_{n-1}} = \frac{1 - \xi_n}{\theta_n} \dots (9_{n-1})$

Czyli:  $\frac{1 - \xi_1}{\theta_1} = \frac{1 - \xi_2}{\theta_2} = \dots = \frac{1 - \xi_{n-1}}{\theta_{n-1}} = \frac{1 - \xi_n}{\theta_n} \dots (9_n)$

Wyrażenie (9<sub>n</sub>) spełnione jest w szczególności dla

$$\theta_1 = \theta_2 = \dots = \theta_n = \theta, \dots (10_0)$$

$$\xi_1 = \xi_2 = \dots = \xi_n = \xi \dots (10_\xi)$$

Z warunku (10<sub>0</sub>) i (10<sub>ξ</sub>) wynika podobieństwo pozostałych parametrów masowych dla wszystkich stopni rakiety wielostopniowej, a więc:

- 182 -

$$\left. \begin{aligned} r_1 &= r_2 = \dots = r_n = r, \\ \lambda_1 &= \lambda_2 = \dots = \lambda_n = \lambda, \\ \theta_1 &= \theta_2 = \dots = \theta_n = \theta, \\ \varphi_1 &= \varphi_2 = \dots = \varphi_n = \varphi. \end{aligned} \right\} \dots (11)$$

Obecnie w oparciu o warunek równości parametrów masowych dla wszystkich stopni rakiety wielostopniowej - obliczymy efektywne wartości optymalnych parametrów masowych wyrażone w zależności od danych, charakteryzujących postawiony "problem" rakiety; otóż "problem" rakiety określony jest przede wszystkim stosunkiem końcowej prędkości rakiety n-go stopnia do prędkości wypływu gazów z dyszy. Aby wykonać określony lot najtaniej, musi być spełniony warunek optymalizacji podstawowego parametru mas  $M = \text{minimum}$ , czyli:

$$M = \frac{m_0}{m_n} = \prod_{i=1}^n \lambda_i^{-1} = \frac{1}{\lambda_1 \dots \lambda_n} = \frac{1}{\Lambda} = \Lambda^{-1} = \min.$$

Mieliśmy  $R = e^{\frac{v}{w_s}}$ , gdzie  $R = \prod_{i=1}^n r_i$ , a  $r_i = \frac{1}{\varepsilon_i(1-\lambda_i) + \lambda_i}$ ,

czyli  $R = r^n = [\varepsilon + \lambda(1-\varepsilon)]^n$ . Stąd  $R^{-\frac{1}{n}} = \varepsilon + \lambda(1-\varepsilon)$  oraz

$$\lambda = \frac{R^{-\frac{1}{n}} - \varepsilon}{1-\varepsilon} \quad \text{lub też} \quad R^{-\frac{1}{n}} = \lambda + \theta, \quad \text{czyli} \quad \lambda = R^{-\frac{1}{n}} - \theta.$$

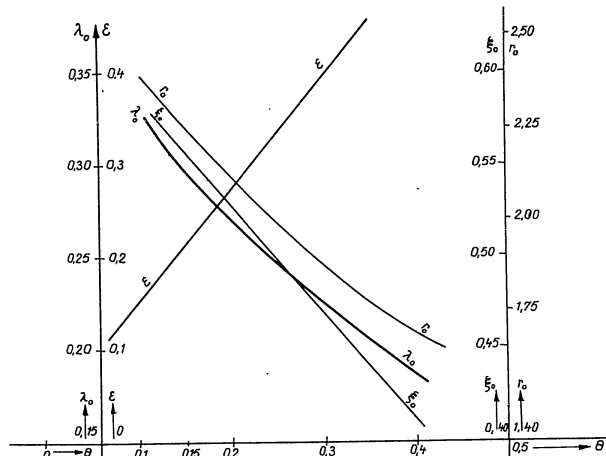
Warunek  $M = \lambda^{-n}$  zapiszemy jako funkcję parametru  $\varepsilon$  w postaci:

$$M_{\min} = \lambda^{-n} = \left[ \frac{R^{-\frac{1}{n}} - \varepsilon}{1-\varepsilon} \right]^{-n}$$

oraz jako funkcję parametru  $\theta$  w postaci:

$$M_{\min} = \lambda^{-n} = (R^{-\frac{1}{n}} - \theta)^{-n}.$$

- 183 -



Rys. 4. Optymalne wartości parametrów  $\lambda_0, \varepsilon, \xi_0$  dla różnych wartości parametru  $\theta$ , zmieniającego się w przedziale od 0,1 do 0,4.

Określimy najpierw ekstremum względem zmiennej "n" dla przypadku

$$M = M(n, \varepsilon); \quad \lg M_{\min} = -n \lg \left( \frac{R^{-\frac{1}{n}} - \varepsilon}{1-\varepsilon} \right).$$

Stąd:

$$\frac{M'}{M} = \frac{(R^{-\frac{1}{n}} - \varepsilon) \cdot \lg \frac{R^{-\frac{1}{n}} - \varepsilon}{1-\varepsilon} - R^{-\frac{1}{n}} \cdot \lg R^{-\frac{1}{n}}}{R^{-\frac{1}{n}} - \varepsilon},$$

czyli:

$$M' = - \left( \frac{R^{-\frac{1}{n}} - \varepsilon}{1-\varepsilon} \right)^{(n+1)} \cdot (1-\varepsilon)^{-1} \cdot \left[ (R^{-\frac{1}{n}} - \varepsilon) \cdot \lg \frac{R^{-\frac{1}{n}} - \varepsilon}{1-\varepsilon} - R^{-\frac{1}{n}} \cdot \lg R^{-\frac{1}{n}} \right].$$

- 184 -

Zatem:

$$M' = -\frac{\lambda}{(1-\varepsilon)} \cdot \left\{ (1-\varepsilon) \cdot \lambda \lg \lambda - [\lambda(1-\varepsilon)+\varepsilon] \cdot \lg [\lambda(1-\varepsilon)+\varepsilon] \right\}.$$

W warunkach ekstremalnych  $M' = 0$ , czyli

$$f_{\varepsilon} = (1-\varepsilon) \cdot \lambda \lg \lambda - [\lambda(1-\varepsilon)+\varepsilon] \cdot \lg [\lambda(1-\varepsilon)+\varepsilon] = 0.$$

Aby  $M$  było minimum, musi zachodzić zależność  $M''_{\min} > 0$ .

Związek ten rzeczywiście jest spełniony, ponieważ

$$M''_{\min} = \frac{\lambda^n}{n} \cdot \frac{\varepsilon}{\lambda(1-\varepsilon)+\varepsilon} \cdot \lg^2 \lambda.$$

Wyrażenie to jest większe od zera dla dodatnich  $\varepsilon$  i  $\lambda$ ; dla  $\lambda_0 = 1$  jest  $M''_{\min} = 0$ . Optymalną wartość  $\lambda$ , czyli  $\lambda_0$  otrzymamy przyrównując  $M$  do zera, co prowadzi do równania przestępnego względem  $\lambda$ :

$$\lambda \lg \lambda = \frac{1}{(1-\varepsilon)} \cdot [\lambda(1-\varepsilon)+\varepsilon] \cdot \lg [\lambda(1-\varepsilon)+\varepsilon].$$

Otrzymane równanie przestępne można rozwiązać graficznie, wykreślając jego lewą i prawą stronę jako funkcję  $\lambda$ . Dla różnych  $\varepsilon$  otrzymamy szereg różnych krzywych. W punkcie przecięcia się każdej z tych krzywych z krzywą  $\lambda \cdot \lg \lambda$  uzyskujemy rozwiązanie; odcięta  $\lambda = \lambda_0$  wyraża optymalną wartość  $\lambda$  dla danej wartości  $\varepsilon$ . Mając szereg wartości  $\lambda_0$  dla różnych  $\varepsilon$  możemy wykreślić krzywą zależności  $\lambda_0$  od  $\varepsilon$ . Z krzywej tej łatwo określić  $\lambda_0$  dla dowolnego  $\varepsilon$ . Dokładną wartość  $\lambda_0$  otrzymamy, stosując jakąkolwiek metodę kolejnych przybliżeń, na przykład metodę Newtona.

Okazuje się jednak, że podstawowy parametr mas  $M=M(n, \varepsilon)$  posiada minimum dla  $\lambda_0 = 1$  przy  $0 < \varepsilon < 1$ ; wtedy tylko bowiem  $f_{\varepsilon} = 0$ . Przypadek ten nie jest praktycznie interesujący, oznacza bowiem, że optymalną wartość  $M$  uzyskujemy w sytuacji, kiedy masa ładunku użytkowego równa jest całkowitej masie rakiety wielostopniowej.

Wynik ten możemy zinterpretować jedynie w ten sposób, że parametr  $\varepsilon$  nie jest odpowiednim parametrem przy dyskusji nad optymalizacją rakiety wielostopniowej. Nic zresztą dziw-

- 185 -

nego; do definicji tego parametru nie wchodzi bowiem masa ładunku rakiety, ani jej masa startowa.

Krause (1953) pokazał, że do tego celu odpowiedni jest parametr konstrukcyjny

$\theta = \frac{m_e}{m_o}$ . Biorąc za punkt wyjścia wyrażenie:

$$M''_{\min} = \lambda^{-n} =$$

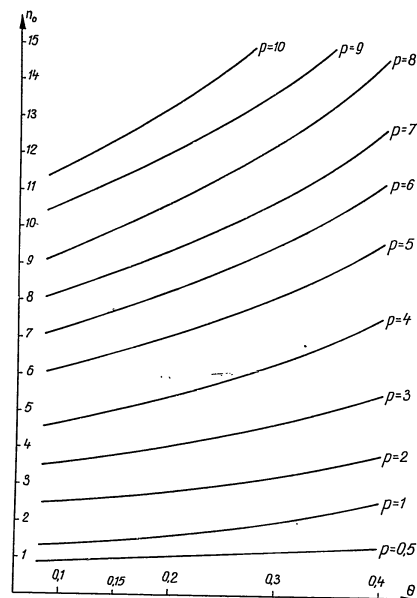
$= (R \frac{1}{n} - \theta)$  otrzymujemy:

$$M' = -\lambda^{-(n+1)} \cdot$$

$$\cdot [\lambda \lg -(\lambda+\theta) \lg (\lambda+\theta)].$$

Przyrównując  $M'$  do zera mamy:

$$f_{\theta} = \lambda \lg \lambda - (\lambda+\theta) \cdot \lg (\lambda+\theta) = 0.$$



Rys. 5. Zależność  $n_0$  od  $\theta$  dla różnych stosunków  $p=v/v_g$  od 0,5 do 10, określona według wzoru:  $n_0 = \frac{p}{-lg(\lambda_0+\theta)}$ .

Pierwszy równanie to wyprowadził Krause (1953). Omawianą wyżej metodą obliczamy  $\lambda_0$ .

dla różnych  $\theta$ , rozwiązując równanie przestępne  $\lambda \cdot \lg \lambda = (\lambda+\theta) \cdot \lg (\lambda+\theta)$  dla różnych  $\theta$  (rys. 2).

Korzystając z określonych w ten sposób wartości  $\lambda_0$  dla różnych wartości  $\theta$  (rys. 3), możemy podać optymalne wartości różnych parametrów rakiety wielostopniowej. Tak więc:

- 186 -

$\xi = \frac{\theta}{1 - \lambda_0}$ ,  $\xi_0 = 1 - (\lambda_0 + \theta)$ ,  $r = \frac{1}{\lambda_0 + \theta}$ ,  $\varphi = \frac{1 - (\lambda_0 + \theta)}{\rho \cdot (\lambda_0 + \theta)} = \frac{r_0 - 1}{\rho}$ , Ponieważ mieliśmy:  $R^{-\frac{1}{H_0}} = \lambda_0 + \theta$ , więc optymalna liczba stopni:

$$n_0 = \frac{\lg R}{-\lg(\lambda_0 + \theta)} = \frac{v/w_s}{-\lg(\lambda_0 + \theta)}.$$

Podobnie jest  $M_{\min} = \lambda_0^{-n_0}$ . Stąd:

$$\lg M_{\min} = -n_0 \cdot \lg \lambda_0 = \lg R \cdot \frac{\lg \lambda_0}{\lg(\lambda_0 + \theta)} = \frac{1}{\lambda_0 \cdot r_0} \cdot \lg R = \frac{1 - \xi_0}{\lambda_0} \cdot \lg R = \frac{v}{w_s} \cdot \frac{1}{\lambda_0 \cdot r_0} = \frac{\lambda_0 + \theta}{\lambda_0} \cdot \lg R = \frac{\lambda_0 + \theta}{\lambda_0} \cdot \frac{v}{w_p}.$$

Wyrażone z powyższych wzorów optymalne wartości poszczególnych parametrów przedstawiamy w zamieszczonych niżej tablicach oraz podanych rysunkach (krzywych), które umożliwiają natychmiastowe określenie optymalnych wartości  $M_0$ ,  $n_0$  oraz innych parametrów rakiety wielostopniowej, skoro tylko zadany jest "problemy" rakietowy  $v/w_s$ .

## T a b l i c e

Korzystając z optymalnych  $\lambda_0$  określonych rozwiązaniem podanego wyżej równania przestępnego Krausego oraz relacji:

$$\xi_0 = 1 - (\lambda_0 + \theta); \quad r_0 = \frac{1}{\lambda_0 + \theta}; \quad \xi = \frac{\theta}{1 - \lambda_0}$$

napiszemy optymalne wartości  $\xi_0$ ,  $r_0$ ,  $\xi$  dla różnych  $\theta$ :

Tablica I (rys. 4)

| $\theta$    | 0,1    | 0,2    | 0,3    | 0,4    | 0,5    |
|-------------|--------|--------|--------|--------|--------|
| $\lambda_0$ | 0,3228 | 0,2722 | 0,227  | 0,1862 | 0,147  |
| $\xi_0$     | 0,5772 | 0,5278 | 0,473  | 0,4138 | 0,353  |
| $r_0$       | 2,366  | 2,113  | 1,898  | 1,706  | 1,5456 |
| $\xi$       | 0,1477 | 0,2748 | 0,3881 | 0,4915 | 0,5861 |

- 187 -

Tablica II

Zależność  $n_0$  od  $\theta$  dla różnych stosunków  $p = \frac{v}{w_s}$  określona według wzoru  $n_0 = \frac{p}{-\lg(\lambda_0 + \theta)}$

| $\theta$ | $n_0$   |        |        |        |        |        |        |         |         |         |        |
|----------|---------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|---------|---------|---------|--------|
|          | $p=0,5$ | 1      | 2      | 3      | 4      | 5      | 6      | 7       | 8       | 9       | 10     |
| 0,1      | 0,5807  | 1,1614 | 2,3229 | 3,4843 | 4,6458 | 5,8072 | 6,9686 | 8,130   | 9,2915  | 10,4529 | 11,614 |
| 0,15     | 0,6212  | 1,243  | 2,4860 | 3,7290 | 4,972  | 6,2150 | 7,4580 | 8,701   | 9,9440  | 11,1870 | 12,43  |
| 0,20     | 0,6595  | 1,3301 | 2,6602 | 3,9904 | 5,3205 | 6,5954 | 7,9808 | 9,3109  | 10,6411 | 11,9712 | 13,30  |
| 0,30     | 0,7806  | 1,5612 | 3,1225 | 4,6838 | 6,2451 | 7,8064 | 9,3676 | 10,9289 | 12,4902 | 14,0515 | 15,61  |
| 0,40     | 0,9363  | 1,8727 | 3,7423 | 5,618  | 7,4906 | 9,3633 | 11,240 | 13,1086 | 14,9812 | 16,8539 | 18,73  |
| 0,50     | 2,3     | 4,6    | 6,9    | 9,2    | 11,5   | 13,8   | 15,8   | 18,4    | 20,7    | 23,0    |        |

- 188 -

Tablica III

Optymalna wartość podstawowego stosunku mas  $M_0$  w zależności od stosunku  $p = \frac{v}{w_s}$  dla różnych  $\theta$ . Korzystano tu z wyrażenia:

$$M_0 = e^{\frac{\lambda_0 + \theta}{\lambda_0} \cdot \frac{v}{w_s}} \quad (\text{rys. 6}).$$

| $p = \frac{v}{w_s}$ | $\theta=0,1$       | $\theta=0,15$      | $\theta=0,20$     | $\theta=0,30$      | $\theta=0,40$     | $\theta=0,50$      |
|---------------------|--------------------|--------------------|-------------------|--------------------|-------------------|--------------------|
|                     | $M_0$              |                    |                   |                    |                   |                    |
| 0,5                 | 1,9551             | 2,122              | 2,38              | 3,2156             | 4,83              | 9,039              |
| 1                   | 3,705              | 4,503              | 5,667             | 10,192             | 23,29             | $8,17 \cdot 10^1$  |
| 2                   | 13,73              | 20,267             | 32,137            | $1,039 \cdot 10^2$ | $5,42 \cdot 10^2$ | $6,674 \cdot 10^3$ |
| 3                   | 50,856             | 91,286             | $1,82 \cdot 10^3$ | $1,059 \cdot 10^3$ | $1,26 \cdot 10^4$ |                    |
| 4                   | $1,825 \cdot 10^2$ | $4,11 \cdot 10^2$  | $1,03 \cdot 10^3$ | $1,079 \cdot 10^4$ |                   |                    |
| 5                   | $6,986 \cdot 10^3$ | $1,85 \cdot 10^3$  | $5,85 \cdot 10^3$ |                    |                   |                    |
| 6                   | $8,589 \cdot 10^3$ | $8,33 \cdot 10^3$  | $3,32 \cdot 10^4$ |                    |                   |                    |
| 7                   | $9,585 \cdot 10^3$ | $3,853 \cdot 10^4$ |                   |                    |                   |                    |
| 8                   | $3,55 \cdot 10^4$  |                    |                   |                    |                   |                    |
| 9                   |                    |                    |                   |                    |                   |                    |
| 10                  |                    |                    |                   |                    |                   |                    |

Tablica IV

Zależność  $M_0$  od  $n_0$  dla różnych  $\theta$  oraz  $M_0$  od  $\theta$  dla różnych  $n_0$ , według relacji  $M_0 = \lambda_0^{-n}$  (rys. 7 i 8).

| $\theta$ | $n_0=1$ | $n_0=2$ | $n_0=3$ | $n_0=4$ | $n_0=5$ | $n_0=6$ | $n_0=7$ | $n_0=8$ |
|----------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
|          | $M_0$   |         |         |         |         |         |         |         |
| 0,10     | 3,0978  | 9,594   | 29,72   | 92,03   | 285     | 883     | 2735    | 8472    |
| 0,15     | 3,3647  | 11,32   | 38,08   | 128     | 431     | 1450    | 4879    | 16410   |
| 0,20     | 3,673   | 13,5    | 49,58   | 182     | 669     | 2458    | 9030    | 33180   |
| 0,30     | 4,405   | 19,41   | 85,5    | 376,7   | 1660    | 7312    | 32200   |         |
| 0,40     | 5,371   | 28,85   | 154,9   | 832     | 4470    | 24000   |         |         |
| 0,50     | 6,803   | 46,28   | 315     | 2142    | 14570   | 99120   |         |         |

- 189 -

Tablica V

Zależność analogiczna do tablicy IV z występującym jeszcze parametrem  $p = \frac{v}{w_s}$ . Uzyskamy ją szukając punktów przecięcia krzywych sporządzonych wg tablicy III z równoległymi do osi rzędnych odpowiadającymi wartościami  $p$ , określonym ze wzoru  $p = \frac{v}{w_s} = n_0 [-\lg(\lambda_0 + \theta)]$  dla różnych, całkowitych  $n_0$  od 1 do 7.

| $\theta$ | $n_0=1$             | $n_0=2$ | $n_0=3$ | $n_0=4$ | $n_0=5$ | $n_0=6$ | $n_0=7$ |
|----------|---------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
|          | $p = \frac{v}{w_s}$ |         |         |         |         |         |         |
| 0,1      | 0,861               | 1,722   | 2,583   | 3,444   | 4,305   | 5,166   | 6,027   |
| 0,15     | 0,8045              | 1,609   | 2,414   | 3,218   | 4,023   | 4,827   | 5,632   |
| 0,20     | 0,7518              | 1,5036  | 2,255   | 3,007   | 3,759   | 4,5108  | 5,263   |
| 0,30     | 0,6405              | 1,2810  | 1,9215  | 2,562   | 3,203   | 3,843   | 4,484   |
| 0,40     | 0,534               | 1,068   | 1,602   | 2,136   | 2,67    | 3,204   | 3,738   |

- 191 -

### Dyskusja projektu Obertha (1954) rakiety wielostopniowej

Obliczymy obecnie rakietę wielostopniową, zdolną dostarczyć określony ładunek na orbitę sztucznego satelity. Autorem projektu jest H. Oberth (1954); jednak projekt ten nie uwzględnia warunków optymalnych. Dla przykładu więc przeliczymy niniejszy projekt postulując jednak optymalne parametry rakiety wielostopniowej.

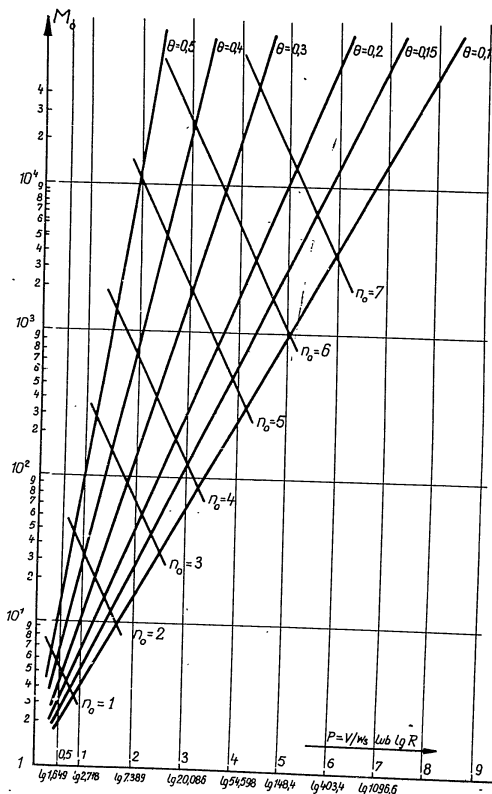
Jako program lotu określimy prędkość charakterystyczną  $v = 8,68$  km/sek. Do prędkości tej dochodzi jeszcze - przy starcie z obszarów równikowych w kierunku na wschód - prędkość obrotowa Ziemi na równiku  $v_0 = 0,46$  km/sek. Przewidywany satelita miałby latać na orbicie kołowej 500 km ponad Ziemią z prędkością 7,6 km/sek. Straty prędkości na opór powietrza i siłę ciężkości szacowane są na 1 km/sek. Aby zejść na Ziemię z orbity satelity, rakietą musi być przyhamowana; przewidywane straty paliwa na zahamowanie odpowiadają prędkości 0,2 km/sek. Inne straty oszacujemy na 0,12 km/sek. Przyjmijmy rezerwę paliwa, odpowiadającą prędkości 0,22 km/sek. Suma prędkości satelity po orbicie, straty na opory i siłę ciężkości, straty na zejście z orbity satelity, nieprzewidziane straty oraz rezerwa paliwa - odpowiadają prędkości:  $7,6 + 1,0 + 0,2 + 0,12 + 0,22 = 9,14$  km/sek. Jeżeli odejmiemy od tej wartości prędkość unoszenia Ziemi 0,46 km/sek, otrzymamy prędkość charakterystyczną rakiety wielostopniowej:  $v = 9,14 - 0,46 = 8,68$  km/sek. Zadaniem rakiety trzystopniowej jest u Obertha ustawienie ładunku 30 ton na orbicie sztucznego satelity Ziemi, latającego na wysokości 500 km. Wg Obertha masa startowa pierwszego stopnia ma wynosić  $m_{01} = 3,224$  tony; prędkości wypływu rakiet poszczególnych stopni wynoszą odpowiednio:  $w_I = 1,6$  km/sek,  $w_{II} = 2,8$  km/sek,  $w_{III} = 4,9$  km/sek, uzyskiwane zaś przez poszczególne stopnie prędkości są następujące:  $v_I = 1,2$  km/sek,  $v_{II} = 3,5$  km/sek,  $v_{III} = 3,98$  km/sek.

Tablica VI  
Określenie optymalnych parametrów rakiety wielostopniowej zdolnej do uzyskania prędkości odpowiadającej różnym  $v$  oraz dla różnych  $\theta$

| $n$  | $\theta = 0,15^\circ$<br>$\lambda = R^2 \cdot \theta$ | $M = \lambda^n$ | $N = \theta \frac{R^2}{\lambda}$ | $\lambda$ | $M$       | $N$   | $\lambda$ | $M$       | $N$ | $\lambda$ | $M$       | $N$       |
|------|-------------------------------------------------------|-----------------|----------------------------------|-----------|-----------|-------|-----------|-----------|-----|-----------|-----------|-----------|
| 2    | 0,0947                                                | 111,5           | 18,3                             | -         | -         | -     | 0,0122    | -         | -   | 0,0332    | 907,3     | 168,8     |
| 3    | 0,2412                                                | 71,25           | 13,9/min                         | 0,1232    | 534,9     | 163   | 0,1558    | 264,3     | -   | 0,1763    | 180,7     | 39,28     |
| 3,4  | 0,2865                                                | 70,13           | -                                | 0,1685    | -         | -     | -         | -         | -   | -         | -         | -         |
| 3,5  | 0,2977                                                | 69,36/min       | 14,6                             | 0,1797    | -         | -     | -         | -         | -   | -         | -         | -         |
| 3,6  | 0,3076                                                | 69,70           | -                                | 0,1896    | -         | -     | -         | -         | -   | -         | -         | -         |
| 3,7  | 0,3174                                                | 69,78           | 15,1                             | 0,1994    | -         | -     | -         | -         | -   | -         | -         | -         |
| 3,75 | 0,3223                                                | 69,80           | 15,2                             | 0,2053    | -         | -     | -         | -         | -   | -         | -         | -         |
| 3,8  | 0,327                                                 | 69,97           | 15,4                             | 0,209     | -         | -     | -         | -         | -   | -         | -         | -         |
| 3,9  | 0,3357                                                | 70,61           | 15,7                             | 0,2177    | -         | -     | -         | -         | -   | -         | -         | -         |
| 4    | 0,3447                                                | 70,8            | 16                               | 0,2267    | -         | -     | -         | -         | -   | -         | -         | -         |
| 4,1  | -                                                     | -               | -                                | -         | -         | -     | -         | -         | -   | -         | -         | -         |
| 4,2  | -                                                     | -               | -                                | 0,2437    | 375,9/min | 132,8 | 0,2514    | 218,8     | -   | 0,2727    | 158,8     | 39,05/min |
| 4,4  | -                                                     | -               | -                                | 0,2592    | 380       | 137   | 0,2605    | 217,2     | -   | 0,282     | 158,1/min | 39,38     |
| 4,5  | -                                                     | -               | -                                | -         | -         | -     | 0,2699    | 216,8/min | -   | 0,2904    | 159,1     | -         |
| 5    | 0,4195                                                | 76,92           | 19,6                             | 0,3015    | 401,3     | 153   | 0,3018    | 219,3     | -   | 0,3259    | 166       | 46,4      |
| 6    | 0,4755                                                | 86,45           | 24,42                            | -         | -         | -     | 0,3379    | 227,3     | -   | 0,3589    | 189       | 58        |
| 7    | 0,5189                                                | 98,7            | 30,5                             | 0,4009    | -         | -     | 0,3994    | 246,4     | -   | 0,4174    | -         | -         |



- 192 -



Rys. 6. Optymalna wartość podstawowego stosunku mas  $M_0$  w zależności od stosunku  $v/v_s$  dla różnych  $\theta$  i  $n_0$ .

$$M_0 = e \frac{\lambda_0 \cdot \theta}{\lambda_0} \frac{v}{v_s}$$

- 193 -

Tablica VII (charakterystyki rakiety Obertha)

$$\Lambda = 9,3 \cdot 10^{-3}, \quad M = 107,5$$

$$w_s = 3,06 \frac{\text{km}}{\text{sek}}; \quad \frac{v}{w_s} = 2,815$$

| stopień rakiety | $\varepsilon$ | $\theta$ | $\lambda$ | $\xi$ | $r$  |
|-----------------|---------------|----------|-----------|-------|------|
| I               | 0,305         | 0,2325   | 0,237     | 0,53  | 2,13 |
| II              | 0,134         | 0,11     | 0,177     | 0,713 | 3,49 |
| III             | 0,1285        | 0,222    | 0,222     | 0,555 | 2,25 |

Przeanalizujemy krótko zaproponowany przez Obertha układ trójstopniowy: stosunki masowe i podstawowe parametry rakiet są tu różne dla różnych stopni. Współczynnik  $\theta$  rakiety II stopnia wydaje się być trudny do realizacji ( $\theta_{II} = 0,11$ ), parametr zaś  $\lambda$  jest zbyt mały ( $\lambda = 0,177$ ). Oberth przyjmuje, że prędkość wypływu gazów z dyszy rakiety III stopnia będzie wynosiła 4,9 km/sek. Pozycja ta musi także budzić pewne wątpliwości.

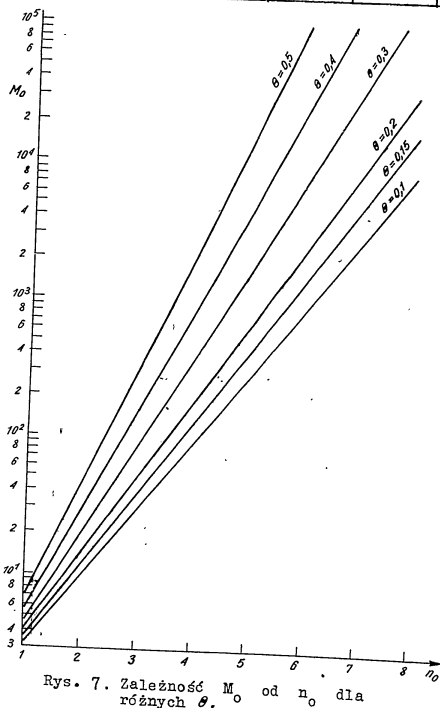
W analizowanym projekcie  $\Lambda = 9,3 \cdot 10^{-3}$ , czyli  $M = \Lambda^{-1} = 107,5$ . Przyjmując jako średnią i równą dla wszystkich stopni prędkość wypływu  $w_s = 3,06$  km/sek otrzymujemy na  $p = \frac{v}{w_s}$  wartość 2,815. Rakieta o masie startowej  $m_{01} = 3,224$  ton ma wg Obertha dostarczyć 30 ton ładunku na orbitę sztucznego satelity.

Spróbujemy zoptymalizować projekt Obertha przyjmując, że parametry masowe rakiet wszystkich stopni są jednakowe. Wyniki w postaci masy startowej pierwszego stopnia oraz optymalnej liczby stopni jak i  $M_0$  podajemy w następującej tablicy.

- 194 -

Tablica VIII a

|       | $M_0$ |        | $m_1$ ton | $m_{01}$ ton | $n_0$ | $\frac{v}{w_s}$ |
|-------|-------|--------|-----------|--------------|-------|-----------------|
| 0,15  | 69    | 0,2977 | 30        | 1,980        | 3,62  | 2,815           |
| 0,20  | 135   | 0,2722 | 30        | 4,050        | 3,8   | "               |
| 0,268 | 420   | 0,2437 | 30        | 12,600       | 4,23  | "               |

Rys. 7. Zależność  $M_0$  od  $n_0$  dla różnych  $\theta$ .

Przy  $w_s = 3,06$  km/sek  
 = 3,06 km/sek  
 przyjęliśmy,  
 że  $\frac{v}{w_s} = 2,815$ ,  
 czyli że końco-  
 wa prędkość ra-  
 kiety ma wyno-  
 sić 8,68 km/sek.  
 Tak więc przy  
 rozsądnym para-  
 metrze kon-  
 strukcyjnym,  
 jednakowym dla  
 wszystkich stop-  
 ni,  $\theta = 0,15$   
 oraz rozsądnej  
 prędkości wy-  
 pływu gazów z  
 dyszy  $w_s =$   
 = 3,06 km/sek  
 uzyskaliśmy na  
 masę startową  
 rakiety wartość  
 równą 61% masy  
 startowej ra-  
 kiety Obertha.  
 Pamiętajac jed-  
 nak, że liczba  
 stopni musi być

- 195 -

całkowitą, wymienione w tablicy (VIII a) parametry ulegną  
 zmianie, otrzymamy co następuje:

Tablica VIII b

| $\lambda = R^{\frac{1}{2}} - \theta$ | $\theta$ | $M_0$ | $m_1$  | $m_{01}$  | $n_0$ | $w_s$ km/sek | $\frac{v}{w_s}$ |
|--------------------------------------|----------|-------|--------|-----------|-------|--------------|-----------------|
| 0,2412                               | 0,15     | 71,25 | 30 ton | 2,138 ton | 3     | 3,06         | 2,815           |
| 0,2956                               | 0,20     | 180   | 30     | 5,400     | 4     | 3,06         | 2,815           |
| 0,2276                               | 0,268    | 378,4 | 30     | 11,352    | 4     | 3,06         | 2,815           |
| 0,3112                               | 0,15     | 106,7 | 30     | 3,201     | 4     | 2,8          | 3,1             |

Widzimy, że dla  $\theta = 0,15$ ,  $w_s = 3,06$  km/sek oraz  $n_0 = 3$   
 uzyskaliśmy na masę startową rakiety równą 66,2% masy starto-  
 wej rakiety Obertha, przy czym proponowany przez nas układ  
 trzystopniowy zdolny jest wykonać to samo zadanie co trzy-  
 stopniowa rakiet Obertha.

W warunkach naszego rozwiązania - przy masie startowej ta-  
 kiej jak u Obertha - na orbitę sztucznego satelity można by-  
 łąby dostarczyć nie 30, lecz 45 ton masy użytecznej ( $\theta = 0,15$ ,  
 $w_s = 3,06$  km/sek,  $\frac{v}{w_s} = 2,815$ ).

Natomiast dla rakiety czterostopniowej i o masie startowej  
 nieco mniejszej od rakiety Obertha (prędkość końcową  
 8,68 km/sek) - ładunek także 30 ton, jednak przy całkiem re-  
 alnych parametrach rakiety  $\theta = 0,15$ ,  $w_s = 2,8$  km/sek, pod-  
 czas gdy projekt Obertha jest w paru punktach nierealny.

Obecnie przedyskutujemy projekt Vertregta (1955) także pod  
 kątem widzenia optymalizacji parametrów rakiety.

Vertregt rozważa program polegający na nadaniu masie  
 1 (jednej) tony prędkości  $v = 9,0$  km/sek dysponując paliwem  
 pozwalającym uzyskać prędkość wypływu  $w_s = 2,4$  km/sek. Dla  
 realizacji tego programu rakiet czterostopniowa powinna wg  
 Vertregta mieć masę startową  $m_{01} = 372$  tony. W oparciu o  
 podane w niniejszej pracy wzory i tablice udało się nam  
 znacznie poprawić parametry rakiety wielostopniowej, zdolnej  
 do wykonania programu Vertregta:

- 196 -

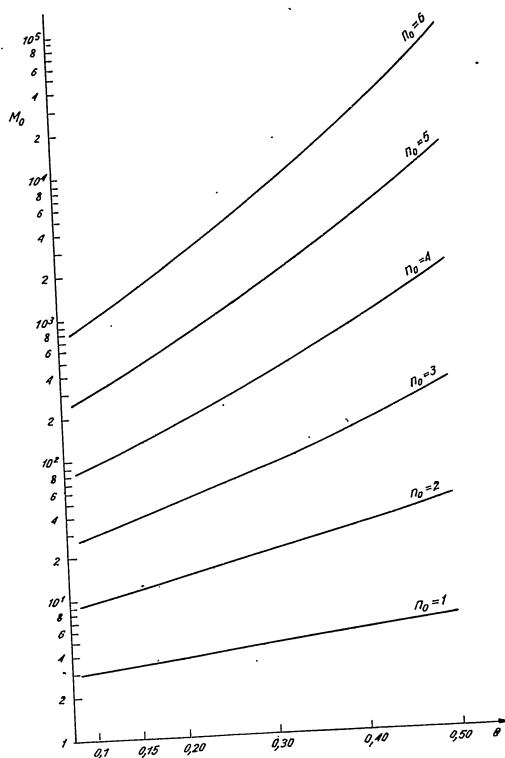
| n         | $\theta$ | $\lambda$ | $m_x$ | $m_{01}$ | $w_s$ | v   | $\varepsilon$ |
|-----------|----------|-----------|-------|----------|-------|-----|---------------|
| 4,6       | 0,15     |           | 1,00  | 275,0    | 2,4   | 9,0 | 0,213         |
| 5         | 0,15     | 0,3225    | 1,00  | 286,4    | 2,4   | 9,0 | 0,213         |
| 4         | 0,15     | 0,2416    | 1,00  | 293,6    | 2,4   | 9,0 | 0,213         |
| 6         | 0,15     | 0,3853    | 1,00  | 305,7    | 2,4   | 9,0 | 0,213         |
| Vertreget |          |           |       |          |       |     |               |
| 4         | 0,15     |           | 1,00  | 372      | 2,4   | 9,0 | 0,213         |

Uwagi o sposobie orientacyjnego określania optymalnych parametrów rakiety wielostopniowej

Podamy na zakończenie kilka uwag, jak przy wykorzystaniu załączonych do niniejszej pracy wykresów określić szybko orientacyjne wartości optymalnych parametrów rakiety wielostopniowej. Warunkiem podstawowym w naszej metodzie jest, aby wszystkie parametry poszczególnych rakiet, tworzących kolejne stopnie, były jednakowe; w szczególności jednakowa musi być prędkość wypływu gazów z dyszy  $w_s$  i inaczej mówiąc - silniki wszystkich stopni muszą pracować na tym samym paliwie.

Pamiętamy, że liczba stopni rakiety wielostopniowej musi być całkowita. Mając zadany "problem rakiety" w postaci prędkości końcowej możemy zastanowić się nad doбором rodzaju paliwa oraz liczby stopni analizując zależność  $n_0$  od  $\theta$  przy różnych stosunkach  $p = \frac{v}{w_s}$ . Od razu widać, że liczba stopni jest mniejsza, gdy stosunek  $p = \frac{v}{w_s}$  jest mniejszy. Czyli - dla zadanej prędkości końcowej  $v$  - prędkość wypływu gazów z dyszy  $w_s$  musi być możliwie duża. Liczbę stopni  $n_0$  dobieramy tak, aby wartość parametru  $\theta$  znalazła się w granicach 0,2 do 0,4. Na rysunku 5 wykreślone są krzywe jedynie dla całkowitych  $p$ . Naturalnie podobne krzywe można sporządzić także i dla  $p$  niecałkowitych. Mając w ten sposób określone  $\theta$ , możemy następnie określić optymalne wartości parametrów  $\lambda$ ,  $\xi$ ,  $r_0$  oraz  $\varepsilon$  z wykresów, znajdujących się na rysunku (rys. 4).

- 197 -



Rys. 8. Zależność  $M_0$  od  $\theta$  dla różnych  $n_0$ .

- 198 -

"Problem rakiety" określony jest nie tylko wartością stosunku  $p = \frac{v}{w_s}$ , ale i masą ładunku  $m_z$ , który ma uzyskać prędkość  $v$ . Przy określaniu uprzednio  $n_0$  oraz  $\theta$  obliczamy podstawowy parametr mas  $M_0$ , wyrażający stosunek całkowitej masy startowej rakiety wielostopniowej  $m_{01}$  do masy ładunku

użytecznego  $m_z$ , czyli  $M_0 = \frac{m_{01}}{m_z}$  korzystając z wykresów, wyrażających zależność  $M_0$  od  $n_0$  dla różnych  $\theta$  lub - zależność  $M_0$  od  $\theta$  dla różnych  $n_0$  (rys. 7,8).

Trzeba dodać, że otrzymane w ten sposób wartości parametrów są optymalne dla całkowitego  $n_0$ .

Przy poszukiwaniu optymalnych parametrów możliwe jest jeszcze inne postępowanie, oparte o wykorzystanie wykresu, wyrażającego optymalną wartość podstawowego stosunku mas  $M_0$  w zależności od stosunku  $p = \frac{v}{w_s}$  dla różnych  $\theta$  i  $n_0$  (rys. 6).

Mając określone "problemem rakiety"  $p = \frac{v}{w_s}$  szukamy optymalnego  $M_0$  dla danego  $\theta$ . Z rysunku od razu widzimy, jakie są optymalne liczby stopni  $n_0$  przy uzyskanym przed chwilą  $M_0$ . Może się bowiem zdarzyć, że przy danym  $p$  oraz  $\theta$  otrzymujemy takie optymalne  $M_0$ , dla którego optymalna liczba stopni  $n_0$  wypada nie całkowita, co widać także z rysunków, wyrażających zależność  $M_0$  od  $\theta$  dla różnych  $n_0$  oraz - zależność  $M_0$  od  $n_0$  dla różnych  $\theta$  (rys. 7,8).

W takim przypadku należy szukać takiego całkowitego  $n$  bliskiego określonego wyżej niecałkowitemu  $n_0$ , dla którego  $M$  jest możliwie najbliższe określonego wyżej  $M_0$ . Postępowanie jest przy tym analogiczne do tego, które zastosowano przy sporządzaniu tablicy VI.

#### L i t e r a t u r a

- [1]. P.Blanc: "Le calcul des fusées à étages", Mem. d'Artill. Franc. 26, 705-34, (1952).
- [2]. A.Cleaver: "The Calculation of take-off mass", J.B.J.S., (1950), Nr 1.
- [3]. A.V.Cleaver: "Mass Ratios", J.B.J.S., 8, 173, (1949).

- 199 -

- [4]. R.Engel: "Bemerkungen zur Frage der Stufenraketen", Materiały VII Kongresu Astronautycznego w Rzymie, (1956).
- [5]. H.Kölle: "Verfahren zu Bestimmung der minimaler Startgewichte und der günstigsten Konstruktionsgrundwerte von Raumfahrzeugen", Forschungsbericht d. GfW, Nr 5, (1950).
- [6]. H.Kölle: "Graphische Verfahren zur Abschätzung der optimalen Konstruktionsgrundwerte bei Raumfahrzeugen", Weltraumfahrt, Nr 2 (1952).
- [7]. H.G.L. Krause: "Allgemeine Theorie der Stufenrakete", Walteraumfahrt, p.52, (1953).
- [8]. F.J.Malina, M.Summerfield: "The problem of Escape from Earth by Rocket", Journal of Aeronatic. Sciences 14, p.471 (1947).
- [9]. H.Oberth: "Menschen im Weltraum", (1954).
- [10]. I.Sänger - Bredt: V.D.J. Forschungsheft, Nr 437, p.26-39, (1953).
- [11]. A.J.Szternfeld: "Wiedienje w kosmonawtyce", Moskwa, (1937).
- [12]. M.Vertregt: "Calculation of step- rockets", J.B.J.S., 14, 20, (1955); 14, 152, (1955).
- [13]. M.Vertregt: "The payload-ratios of small-thrust space-vehicles", Materiały VII Kongresu Astronautycznego w Rzymie (1956).
- [14]. M.Vertregt: "A Method for Calculating the Mass Ratios of Step-Rockets" J.B.J.S. 15, 95, (1956).

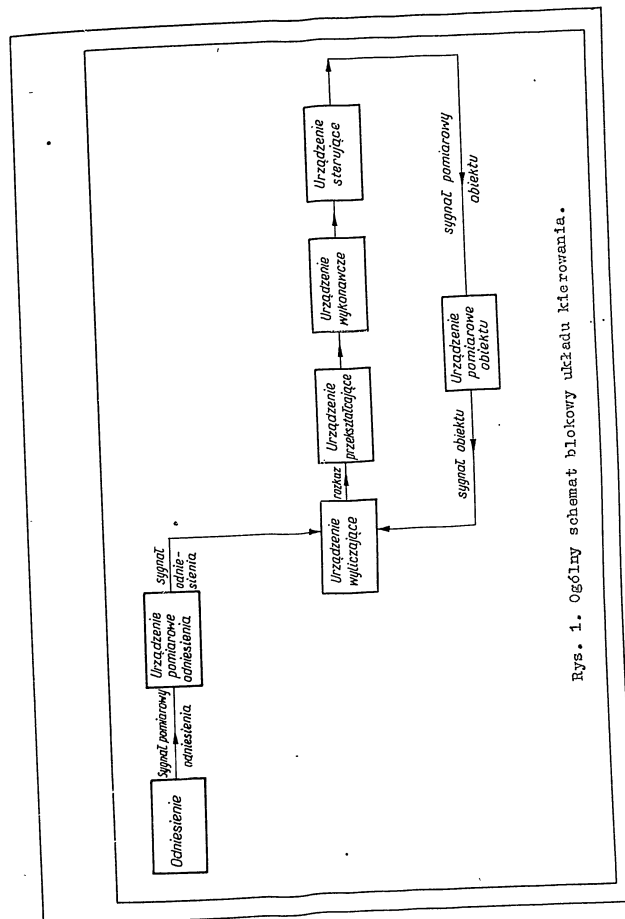
Mgr inż. Wacław Biwan, mgr inż. Jerzy Pikielny

/Przemysłowy Instytut Telekomunikacji/

Przez kierowanie rozumiemy zespół czynności, których zadaniem jest doprowadzenie ruchomego obiektu w pożądaną przez nas miejsce zwane punktem docelowym przez nadawanie obiektowi kierunku uzależnionego od każdorazowego (chwilowego) jego położenia względem punktu docelowego. Punkty docelowe mogą być stałe lub ruchome.

Określenie położenia obiektu może odbywać się albo bezpośrednio w stosunku do punktu docelowego, albo przy pomocy pośrednich, pomocniczych punktów lub linii. Punktami lub liniami pośrednimi mogą być np. ciała niebieskie, nieruchome stałe punkty na ziemi, linie w przestrzeni o charakterystycznych - wybranych - własnościach pola, takie jak promień prowadzący, linia stałego azymutu. Jednakże dla ruchomych punktów docelowych samo określenie ich położenia jest na ogół niewystarczające dla odpowiedniego kierowania obiektem. W tym przypadku należy ponadto określić parametry wyznaczające ruch tych punktów: wektor prędkości, wektor przyspieszenia.

Należy zauważyć, że w dalszym ciągu będziemy operowali pojęciem **odniesienia**, przez które będziemy rozumieli stan (położenie, wektor prędkości, wektor przyspieszenia) jakiegoś wybranego w przestrzeni punktu docelowego. Na podstawie sygnali odniesienia i położenia obiektu można wyznaczyć sygnali poruszania się obiektu. Wielkości te nie są jednak do końca wyznaczone do określenia koniecznych zmian ruchu obiektu. Do ich wyznaczenia należy znać ponadto chwilowy wektor prędkości obiektu. Stan obiektu (położenie, wektor prędkości) jest zawarty w sygnale obiektu.



1 0067nv schemat blokowy układu kierowania.

- 202 -

Obiekty kierowane można podzielić w zależności od ich przeznaczenia na przenośniki aparatów i na nośniki działania. Zadaniem tych pierwszych jest przetransportowanie w określone miejsce pewnych przyrządów; do nich zaliczamy np. rakiety do badania jonosfery, człony startowe rakiet wielostopniowych, statki międzyplanetarne. Natomiast nośniki działania w punkcie docelowym same wykonują określone działania; do nich zaliczamy np. wszelkiego rodzaju bomby kierowane, torpedy.

Obiekty kierowane mogą poruszać się albo na powierzchni ziemi, wody - dwa stopnie swobody, albo w przestrzeni, w powietrzu, pod wodą, w przestrzeni międzyplanetarnej - trzy stopnie swobody. Bierzemy tu pod uwagę oczywiście tylko stopnie swobody pozwalające na określenie przemieszczenia środka ciężkości obiektu, gdyż one związane są bezpośrednio z czynnością kierowania. Tak np. przy ruchu w płaszczyźnie istotnym jest przemieszczenie obiektu wzdłuż jego osi wzdłużnej i obrót względem osi normalnej. Oddziaływanie na ten pierwszy ruch odbywa się przez sterowanie napędem (albo uruchamianie odpowiednich hamulców). Oddziaływanie na ten drugi - a więc na przemieszczenie prostopadłe do osi wzdłużnej - stanowi właściwą istotę kierowania.

W pewnych przypadkach sterowanie napędem - zmianą modułu prędkości - wykorzystuje się również do kierowania. Np. w V-2, dla której zasięg był funkcją prędkości i kąta rzutu, można było regulować w pewnym zakresie donośność przez wyłączenie silnika w chwili osiągnięcia właściwej kombinacji tych dwóch wielkości. Pozostałe stopnie swobody mogą być wyznaczane dla każdego konkretnego przypadku. Powstałe na skutek istnienia stopni swobody ruchu obrotowego odpowiednie kąty muszą być uwzględnione przy przejściu z układu współrzędnych związanych z ziemią do układu współrzędnych związanych z obiektem.

Obiekty kierowane przenoszące działania i poruszające się w powietrzu będziemy nazywali pociskami kierowanymi.

W zależności od położenia punktu startowego i docelowego pociski kierowane możemy podzielić w następujący sposób:

|                               |             |
|-------------------------------|-------------|
| pociski ziemia - powietrze    | ( z - p ) , |
| pociski powietrze - ziemia    | ( p - z ) , |
| pociski powietrze - powietrze | ( p - p ) , |
| pociski ziemia - ziemia       | ( z - z ) . |

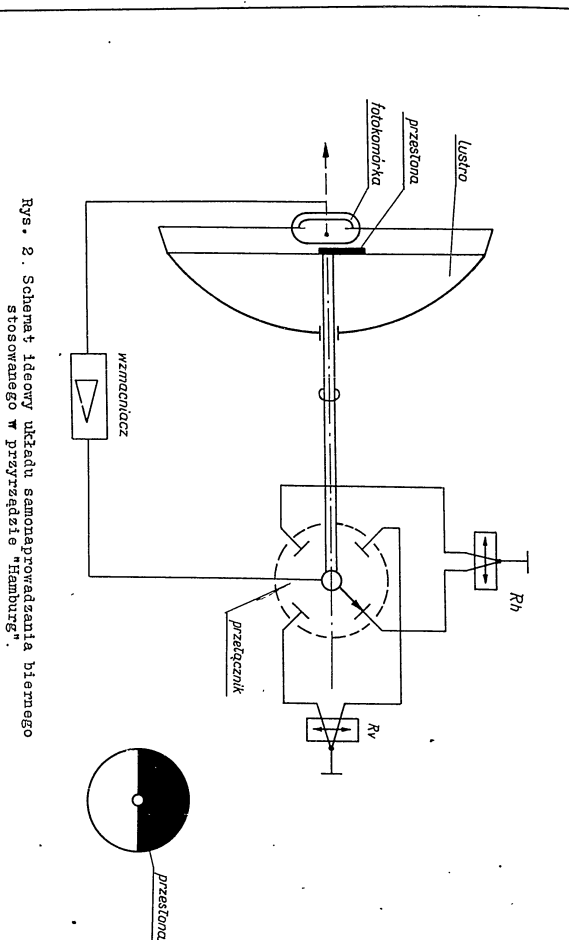
- 203 -

W tej klasyfikacji na pierwszym miejscu wymienione jest położenie punktu startowego, na drugim - docelowego. Przez pojęcie ziemia rozumiemy położenie danego punktu na powierzchni ziemi lub wody, przez pojęcie powietrze - położenie danego punktu w przestrzeni.

Pociski kierowane można klasyfikować i z innych punktów widzenia, lecz o tych podziałach nie będziemy mówili, gdyż w tej chwili nie są one dla nas istotne. W naszym referacie zajmować się będziemy tylko pociskami kierowanymi. Jednakże omawiane przez nas techniki i metody kierowania jak i pewne proponowane definicje dotyczyć będą również obiektów kierowanych innego rodzaju.

Układ kierowania wykonuje następujące funkcje: określa chwilowy stan obiektu względem odniesienia; na tej podstawie wyznacza właściwą w danym momencie zmianę kierunku, konieczną do osiągnięcia punktu docelowego i przez urządzenia wykonawcze i sterujące powoduje realizację tej zmiany. Schemat blokowy układu kierowania przedstawiony jest na rys. 1. Urządzenia wyliczające, na podstawie dostarczonych mu przez urządzenie pomiarowe odniesienia i urządzenie pomiarowe obiektu sygnałów wylicza rozkazy, tzn. wielkości, które wywołują pożądaną zmianę ruchu. Rozkazy te, po ewentualnej zmianie swej natury fizycznej w urządzeniu przekształcającym, zostają doprowadzone do urządzenia wykonawczego, którym jest zwykle układ nadajny. Ten z kolei uruchamia urządzenie sterujące powodując zmianę skierowania obiektu, a więc zmianę jego ruchu mierzoną przez urządzenie pomiarowe obiektu. Rodzaj wielkości fizycznych odpowiadający poszczególnym sygnałom w schemacie blokowym może się zmieniać od układu do układu. Tak np. sygnał pomiarowy odniesienia może być przenoszony za pośrednictwem fal radiowych, świetlnych, cieplnych (podczerwonych). Rozkazom odpowiadają na ogół wielkości elektryczne z tego względu, iż urządzenia wyliczające wykonane są zwykle jako elektroniczne lub elektromechaniczne przeliczniki analogowe lub cyfrowe, w zależności od skomplikowania problemu matematycznego, który należy rozwiązać. Urządzenie wykonawcze jest najczęściej zrealizowane jako elektryczny, hydrauliczny, pneumatyczny lub elektrohydrauliczny układ nadajny. Układ sterowania może składać się ze sterów i

- 204 -



- 205 -

lotek, przesłon zmieniających kierunek wypływu gazów z dyszy, z bocznych dysz rozłożonych krzyżowo z regulacją wypływu gazów. Przepustowość układu sterowania zależna jest od samego pocisku - ciężaru, położenia środka ciężkości, własności aerodynamicznych itp., przy czym niektóre z tych wielkości mogą być zmienne w czasie lotu. Urządzeniem pomiarowym odniesienia może być np. stacja radiolokacyjna przekazująca dane o stanie odniesienia do urządzenia wyliczającego. Urządzenia pomiarowe obiektu mogą być wykonane np. w postaci żyrokompasu, akcelerometrów, radiowych kierunkowych urządzeń odbiorczych (na obiekcie), stacji radiolokacyjnej (zewnątrz obiektu). W pewnych przypadkach funkcje urządzenia pomiarowego odniesienia i urządzenia pomiarowego obiektu mogą być wykonywane przez jeden przyrząd, np. kamerę telewizyjną umieszczoną na obiekcie.

Schemat blokowy układu kierowania jest analogiczny do schematu blokowego układu nadążnego; również i funkcje, które on spełnia, są analogiczne do funkcji spełnianych przez układ nadążny. Dlatego też metody matematycznej analizy działania tych układów są w zasadzie jednakowe.

Układy kierowania można podzielić na dwie podstawowe grupy w zależności od tego, która z funkcji związanych z kierowaniem wykonywana jest przez człowieka; wówczas mówimy o kierowaniu z udziałem człowieka, czy też bez niego, tj. mówimy o kierowaniu samoczynnym. Proponowany przez nas podział sposobów kierowania, który zostanie dalej szczegółowiej omówiony, przedstawiony jest na tablicy I. Jeżeli związek pomiędzy sygnałem odniesienia a odniesieniem nie jest określany w oparciu o sygnał pomiarowy odniesienia oraz zamiast urządzenia pomiarowego odniesienia na obiekcie znajduje się urządzenie programowe, ustalające ten związek przy pomocy wybranej funkcji pewnego argumentu (np. czasu, prędkości, drogi), to taki system kierowania nazywamy kierowaniem programowym. W tym przypadku obiekt kierowany nie przyjmuje więc z zewnątrz żadnych sygnałów od odniesienia. Wybór funkcji określającej program zmian sygnału odniesienia musi być ustalony przed startem i funkcja ta nie może być zmieniana w czasie ruchu. Dlatego też punkty docelowe muszą być punktami nieru-

- 206 -

chomymi o znanym położeniu. Praktycznie tego rodzaju kierowanie wykonywane jest jako kierowanie samoczynne. Urządzeniem programowym może być np. układ zegarowy. Taki układ zastosowany był w niemieckim pocisku V-2 (A 4), gdzie układ zegarowy powodował obrót osi żyroskopu wraz ze związanym z nim potencjometrem w płaszczyźnie równoległej do osi normalnej i poprzecznej pocisku.<sup>1</sup> W zależności od położenia szczotki potencjometru podawano odpowiednie napięcie na elektromagnes, który przez układ dźwigni uruchamiał hydrauliczny serwomotor, przedstawiający stery wysokościowe. W ten sposób po około 50 sek od chwili pionowego wystrzału pocisk uzyskiwał nachylenie 45°.

Jeżeli obiekt kierowany przyjmuje z zewnątrz tylko sygnał pomiarowy odniesienia, a więc zawiera w sobie urządzenia pomiarowe odniesienia i swego stanu, urządzenie wyliczające, urządzenie wykonawcze i wszelkie człony pośrednie, to taki

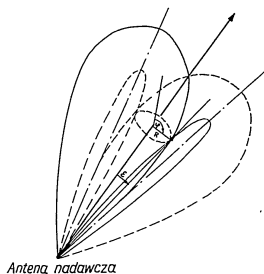
system nazywany kierowaniem bezpośrednim. W układach kierowania bezpośredniego rozkazy tworzone są więc zawsze na obiekcie kierowanym. Kierowanie bezpośrednie może odbywać się z udziałem człowieka, np. kierowanie samolotem wg wskazań odpowiednich przyrządów pomiarowych albo w sposób automatyczny. Samoczynne kierowanie bezpośrednie, w którym odniesieniem jest punkt docelowy, nazywamy samonaprowadzaniem.

Obiekt sam naprowadza się na punkt docelowy posiadają

gący wybrane, charakterystyczne właściwości.

Przy kierowaniu bezpośrednim sygnał pomiarowy odniesienia może być wytwarzany za pomocą fal radiowych, akustycznych,

1. Wg Möllera: "Leitfaden der Fernlenkung".



Rys. 3. Wyznaczenie położenia pocisku względem osi stożka.

- 207 -

światlnych, cieplnych, na drodze optycznej, za pomocą odpowiednich pól stacjonarnych (np. gęstość, temperatura, pole grawitacyjne ziemskie, pole magnetyczne), za pomocą wybranych ciał niebieskich (tablica II). Wybór odpowiedniej metody uzależniony jest od konkretnych wypadków. Tak np. w pociskach samonaprowadzających wykorzystuje się w zasadzie fale radiowe, świetlne, ciepłe i akustyczne.

W zależności od sposobu powstawania sygnału pomiarowego punktu docelowego (odniesienia) przy samonaprowadzaniu można je podzielić na trzy typy:

**a k t y w n e** - gdy pocisk wywołuje powstawanie sygnału pomiarowego;

**p ó ł a k t y w n e** - gdy sygnał pomiarowy jest wywołany przez specjalnie przewidziane urządzenie, znajdujące się na zewnątrz tak w stosunku do pocisku jak i do punktu docelowego (sygnał pomiarowy stanowi wówczas energia odbita);

**b i e r n e** - gdy sygnał pomiarowy wywołany jest bezpośrednio przez punkt docelowy.

Przykładem aktywnego samonaprowadzania mogą być stosowane na myśliwcach amerykańskich typu F-86-D celowniki radiolokacyjne w połączeniu w autopilotem. Ich zadaniem jest naprowadzić myśliwiec w odpowiednie położenie względem celu i we właściwej chwili wystrzelić do celu.

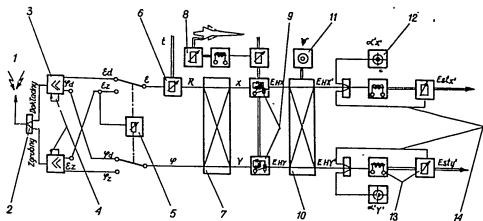
Przykładem biernego samonaprowadzania w oparciu o promieniowanie ultraczzerwone może być produkowany przez Niemców w czasie drugiej wojny światowej przyrząd "Hamburg" (rys. 2). W ognisku parabolicznego lustra średnicy 25 cm znajdowała się fotokomórka czuła na ultraczerven, chłodzona stałym kwasem węglowym do około - 80°C. Pomiedzy nią a lustrem obracała się półkolistą przesłona, na osi której znajdował się przełącznik włączający wzmacniacz na przekazy R<sub>h</sub> i R<sub>p</sub>, które uruchamiały układy nadające napędzające lustro w ten sposób, aby jego oś optyczna wskazywała na źródło promieniowania. Tylko wówczas bowiem sygnały podawane na odpowiednie przekazy, przy dwóch przesuniętych względem siebie o 180° położeniach przesłony, były równe



- 208 -

i przeciwnie skierowane, dzięki czemu układ nadążny napędzający lustro (nie pokazany na rysunku) znajdował się w spoczynku.<sup>2</sup>

Samonaprowadzanie i kierowanie zdalne, o którym będzie mowa później, posiadają ograniczony zasięg, dlatego przy długich lotach (np. międzykontynentalnych) pociski mają system kierowania samoczynnego bezpośredniego za pomocą punktów pomocniczych. Do wytwarzania sygnałów pomiarowych odniesienia wykorzystuje się tu ciała niebieskie, ziemskie pole grawitacyjne, ziemskie pole magnetyczne. Punkty docelowe muszą być w tym przypadku nieruchome.



Rys. 4. Schemat blokowy urządzeń na pokładzie pocisku:

- 1.-Antena odbiorcza, 2.-Zwrotnica elektryczna, 3.-Układ określający głębokość modulacji i fazę sygnału, 4.-Regulacja wzmacniacza, 5.-Przełącznik sygnału zgrubnego i dokładnego, 6.-Koordinatorki - przejście ze współrzędnych stożkowych na cylindryczne, 7.-Koordinatorki - przejście ze współrzędnych biegunowych na prostokątne, 8.-Układ nadążny przesuwający skrzydła, 9.-Urządzenia formujące rozkazy, 10.-Koordinatorki - przejście do układu współrzędnych związanych z pociskiem, 11.-Żyroskop określający kąt przechyłu, 12.-Żyroskopy mierzące szybkości katowe pocisku względem osi  $x$  i  $y$ , 13.-Elektro-hydrauliczny układ nadążny, 14.-Sprężenie zwrotne położenia.

Urządzeniem pomiarowym sygnału odniesienia są układy śledzące określone ciała niebieskie (układy czułe na światło lub promienie kosmiczne). Układ śledzący musi znajdować się

2. Wg Möllera: "Leitfaden der Fernlenkung".

- 209 -

w płaszczyźnie stabilizowanej w przestrzeni. Do tego celu wykorzystuje się żyroskopy ustalające pion lub horyzont, albo też wprawia się powyższą płaszczyznę w ruch oscylacyjny z okresem równym około 84 min. Przy bardzo długich lotach konieczna jest zmiana odniesienia, tzn. przejście ze śledzenia jednego ciała niebieskiego na drugie. Innym przykładem samoczynnego kierowania bezpośredniego przy pomocy punktów pomocniczych jest nawigacja w takich systemach, jak np. Decca, Loran.

Jeżeli obiekt kierowany przyjmuje z zewnątrz albo sygnał odniesienia, albo bezpośredni rozkaz, to taki system kierowania nazywamy kierowaniem zdalnym.

Kierowanie zdalne będziemy też nazywali naprowadzaniem, gdyż jego zadaniem jest naprowadzenie obiektu na punkt docelowy. Może ono odbywać się samoczynnie lub też z udziałem człowieka. Kierowanie zdalne jest możliwe tylko wtedy, gdy punkt docelowy znajduje się w zasięgu widzenia urządzenia pomiarowego odniesienia - stąd ograniczony zakres jego działania. Przy przyjmowaniu z zewnątrz tylko sygnałów odniesienia obiekt zawiera urządzenia pomiarowe swego stanu, urządzenia wyliczające, urządzenie wykonawcze i wszelkie człony pośredniczące. Z zewnątrz obiektu, zwykle w pobliżu punktu startowego, znajduje się urządzenie pomiarowe odniesienia. Taki system kierowania zdalnego nazywamy kierowaniem przez prowadzenie (tablica III). Przykładem kierowania przez prowadzenie może być system kierowania zastosowany w pocisku Z-F przez szwajcarską firmę Oerlikon. Urządzenie pomiarowe odniesienia - radar śledzący punkt docelowy - określa sygnał odniesienia, którym jest oś wirującego w przestrzeni stożka energii elektromagnetycznej, wypromieniowywanej przez odpowiednią antenę kierunkową. Cechą charakterystyczną tej osi jest fakt, iż w obrębie stożka natężenie pola wzdłuż niej jest najmniejsze. Urządzenie pomiarowe pocisku - anteny wraz z odbiornikiem - określa na podstawie głębokości modulacji amplitudy sygnału kąt  $\varepsilon$ , a na podstawie przesunięcia fazowego względem sygnału wzorcowego (modulacja częstotliwości fali nośnej) kąt  $\varphi$  (rys. 3).

Na podstawie tych dwóch współrzędnych oraz określonej w przeliczniku 6 (rys. 4) odległości między pociskiem a po-

- 210 -

czątkiem układu współrzędnych stożkowych, tzn. anteną nadawczą, przelicznik wyznacza położenie pocisku we współrzędnych cylindrycznych. Wspomnianą odległość oblicza się w przeliczniku 6 z dostateczną dokładnością przez wprowadzenie doń czasu lotu  $t$ . Położenie obiektu względem osi stożka określają dwie współrzędne -  $R$  i  $\varphi$ , które w przeliczniku 7 przekształcamy we współrzędne prostokątne  $X$  i  $Y$ . Ponadto żyroskopy 12 określają prędkości kątowe pocisku względem odpowiednich osi, które dają dodatkowe sygnały na elektrohydrauliczny układ nadążny, posiadający sprzężenie zwrotne względem położenia.<sup>3</sup>

Jeżeli obiekt kierowany przyjmuje z zewnątrz rozkazy, tzn. iż poza nim, zwykle w pobliżu punktu startowego, znajdują się oba urządzenia pomiarowe odniesienia i obiektu oraz urządzenie wyliczające, to taki system kierowania zdalnego nazywamy kierowaniem przy pomocy rozkazów (tablica III). Najprostszym przykładem może być namierzanie obiektu i punktu docelowego przy pomocy radiolokatorów i przekazywanie obliczonych na tej podstawie rozkazów przy pomocy radiołóżka. Gdy rozkazy przesyłane są radiołóżkiem, to taki system nazywamy radiowym. Innym rodzajem kierowania zdalnego rozkazami jest kierowanie przewodowe. Zastosowane one było w niemieckim pocisku szybkim H s 293 B. Był to pocisk typu P-2, którego zasięg kierowania wynosił około 30 km.<sup>4</sup>

Kierowanie przy użyciu rozkazów może odbywać się albo przy użyciu jednorazowych rozkazów - np. rozkaz przerywający pracę silnika napędowego jak w pocisku V-2, albo przy użyciu ciągłych rozkazów. Rozkazy ciągle można przenosić na drodze elektrycznej przez zmianę amplitudy, częstotliwości, fazy lub czasu trwania impulsów.

Po tym bardzo krótkim przeglądzie metod kierowania pociskami, chcielibyśmy w paru słowach wskazać na problemy związane z projektowaniem układów kierowania pociskami. O ile poprzednio systemy kierowania były dostosowywane do już wykonanych pocisków albo pociski starano się dostosować do wykonanych systemów kierowania, to obecnie projektuje się całe układy kierowania - system kierowania i pocisk - tak aby najlepiej

3. Wg Gerbera: Interavia (1956 r.) Nr 6.

4. Wg Müllera: "Leitfaden der Fernlenkung".

- 211 -

spełniał on swoje zadanie taktyczne. Tak więc przede wszystkim trzeba określić rodzaj pocisku ze względu na położenie punktu startowego i docelowego oraz ich charakter. Dla przykładu rozpatrzmy pocisk typu P-2 przeznaczony do walki samolotu z okrętem. Mając możliwość wyboru spośród kilku rozwiązań wybieramy optymalne w zależności od odpowiedzi na postawione przykładowo pytania:

1. Czy cel - okręt - znajduje się w chwili ataku w ruchu czy w porcie?
2. Czy cel jest sam, czy też eskortowany?
3. Czy cel posiada środki do obrony przeciwlotniczej?
4. Jakie są możliwości manewrowania i szybkości celu?
5. Czy cel ma być atakowany bez względu na pogodę?
6. Czy cel posiada pasywne środki obronne - stacje zakłócające?
7. Czy cel ma być obezwładniony czy też zniszczony?
8. Ile samolotów może być użytych przeciw danemu celowi?
9. Czy samoloty - bombowce - startują z lądu czy też z lotniskowca?

Przyjmując, że cel znajduje się w porcie, wyciągamy stąd wniosek, iż kierowanie winno być zdalne, a pomiarowy sygnał odniesienia powinien posiadać możliwość wyróżnienia danego celu spośród innych okrętów oraz tła. Ten warunek najlepiej spełniałby układ kierowania przy pomocy rozkazów ze wzorowym śledzeniem celu. Jeżeli jednak cel ma być atakowany niezależnie od pogody, to wówczas ten system kierowania jest niemożliwy. Co więcej, jeżeli cel posiada odpowiednie środki obrony plot., to zbliżenie się samolotu do niego może umożliwić jego zestrzelenie. Przyjmując ponadto, iż cel wyposażony jest w pasywne środki obronne, skutecznym byłoby tylko system radiowego samonaprowadzania o dość skomplikowanej budowie. Z punktu widzenia zakłóceń najmniejsze byłyby przenoszenie rozkazów drogą przewodową.

Jednakże, choćby ze względu na małą ruchliwość pocisku w takim przypadku, na ogół nie jest ono dziś stosowane. Dlatego też środkami walki z zakłóceniami mogą być: skrócenie czasu przesyłania sygnałów, zmniejszenie sektora opromieniowanej przestrzeni (anten kierunkowe), mała moc nadajnika, częste przestrajanie nadajnika, stosowanie kodowania (możliwe

- 212 -

tylko dla kierowania rozkazami), kierunkowe urządzenia odbiorcze na pocisku. Połączenie kilku metod kierowania w różnych fazach lotu, np. bezpośredniego z samonaprowadzaniem, kierowania zdalnego z samonaprowadzaniem wg innego rodzaju energii naprowadzającej również utrudnia zakłócenie. Podobne rozważania taktyczne prowadzące do wyboru odpowiedniego układu kierowania należy przeprowadzić i dla innych wymagań taktycznych.

Bardzo istotnym czynnikiem jest pewność działania układu. Jest ona iloczynem pewności poszczególnych elementów układu. Dlatego im mniej jest elementów w układzie, tym bardziej pewny jest układ. Ze względu na szczególnie ciężkie warunki pracy elementów na pocisku - duże wahania temperatury, duże przyspieszenie - pewność elementów umieszczanych na pocisku jest mniejsza niż pewność elementów pracujących poza nim. Stąd tendencja do umieszczania poza pociskiem jak największej ilości elementów układu - kierowanie zdalne, samonaprowadzanie półaktywne.

Ze względu na dążności zmniejszanie gabarytu i ciężaru startowego pocisku elementy układu kierowania, umieszczone na pocisku, powinny zajmować możliwie mało miejsca i być lekkie. Stosuje się więc elementy subminiatury, obwody drukowane itp. Te ostatnie dzięki likwidacji czułych na temperaturę i przyspieszenia łączy lutowanych (albo spawanych) zwiększają pewność.

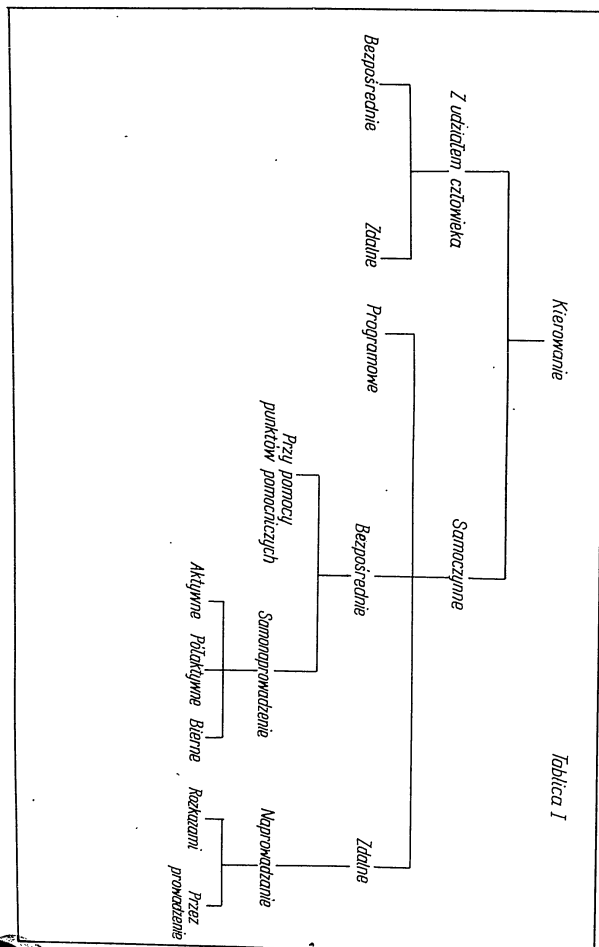
Listę problemów związanych z projektowaniem układów kierowania można by znacznie przedłużyć. Wystarczy wspomnieć o takich zagadnieniach, jak np. stosunek poziomu szumów do sygnału, własności elastyczne korpusu pocisku, nieliniowości aerodynamiczne i mechaniczne występujące w układzie, błędy wprowadzane przez anteny kierunkowe umieszczone na pocisku, położenie przyrządów w pocisku itd., itp.

Projekt układu kierowania musi być więc wynikiem rozsądnego kompromisu pomiędzy wymaganiami stawianymi przez taktykę - użytkownika, aerodynamikę, mechanikę i automatykę. Rola układów elektronicznych i układów automatyki stale wzrasta. W USA powstał nawet specjalny termin określania związków, jakie istnieją między lotnictwem a znajdującą w nim zastosowanie elektroniką - awioniką.

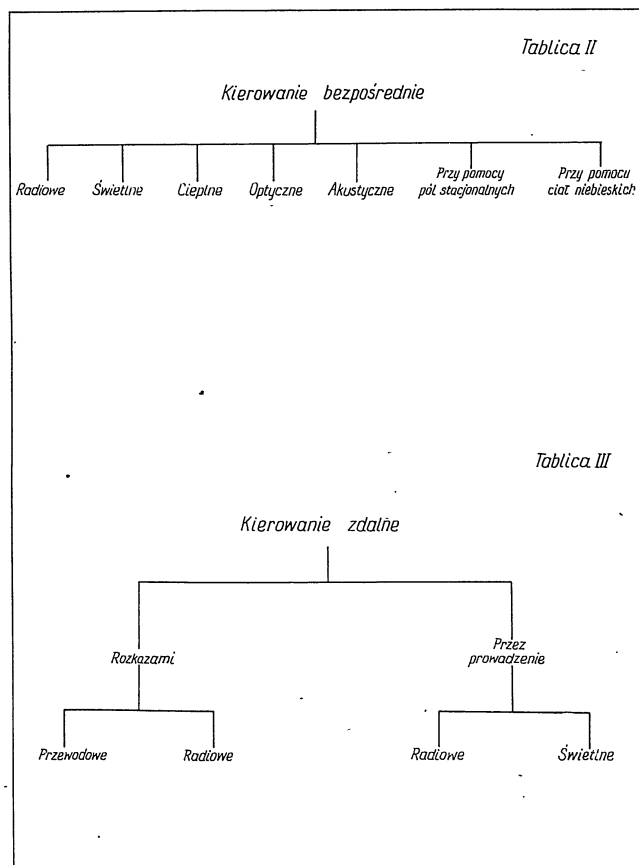
- 213 -

Krótki czas nie pozwolił na szczegółowsze omówienie poszczególnych zagadnień, mamy jednak nadzieję, że zaproponowana przez nas terminologia i klasyfikacja stanie się przedmiotem dyskusji i pozwoli na ustalenie pojęć w tej stosunkowo młodej u nas dziedzinie.

- 214 -



- 215 -



- 216 -

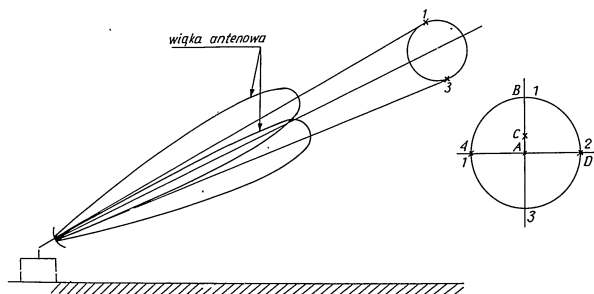
# METODA RADIOLOKACYJNA POMIARU TORU

Inż. Andrzej Lizon

/Katedra Techniki Fal Ultrakrótkich /

Pomiar toru sprowadza się do określenia i zanotowania trzech współrzędnych kolejnych położenia badanego obiektu w funkcji czasu. Pozwoli to wyznaczyć nie tylko kształt toru, lecz także rozkład prędkości obiektu wzdłuż toru. Do tego celu można wykorzystać artyleryjską stację radiolokacyjną typu SCR - 584, określającą jednocześnie wszystkie trzy współrzędne obiektu.

Stacja ta pracuje na zasadzie impulsowej. Nadajnik wysyła impuls fal elektromagnetycznych wielkiej częstotliwości znany impulsem sondującym; część odbitej od obiektu energii zostaje odebrana przez odbiornik. Energia ta zawiera informację



Rys. 1

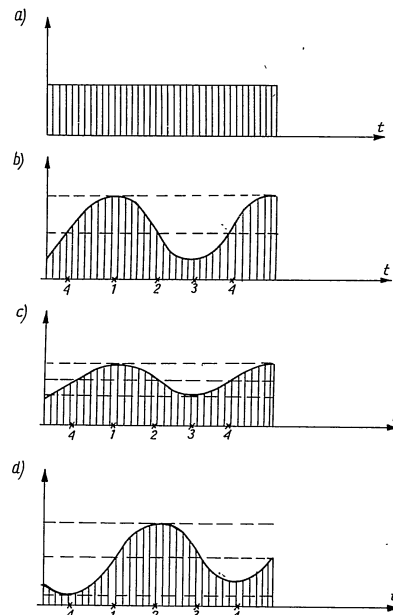
- 217 -

o położeniu obiektu. Antena stacji, wspólna dla nadawania i odbioru, ma cygarową charakterystykę kierunkową, odchyloną od osi optycznej o pewien kąt i wirującą wokół tej osi.

Ilustruje to rys. 1. Własność ta pozwala śledzić poruszający się obiekt, tzn. określać jego współrzędne w sposób ciągły.

Rozpatrzmy, jak zmienia się odbierany sygnał przy zmianie położenia obiektu. Przyjmijmy, że obiekt znajduje się na osi optycznej anteny w punkcie A (rys. 1); wówczas bez względu na położenie

wiązki antenowej amplituda odbieranego sygnału będzie stała (rys. 2a). Inaczej jest przy odchylaniu obiektu od osi optycznej anteny. Przyjmijmy, że obiekt odchylony jest w elevacji do punktu B. Otrzymamy wtedy maksymalne odbierane echo w chwili, gdy maksimum wiązki antenowej przechodzi przez punkt 1; minimalne, gdy przechodzi ono przez punkt 3. Dla punktu 2 oraz 4 amplituda odbieranych ech przyjmie

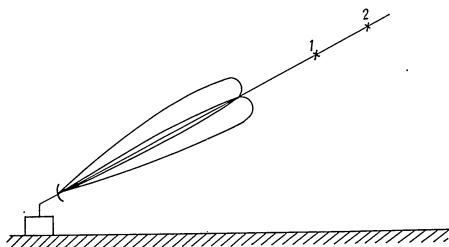


Rys. 2

- 218 -

wartości pośrednie. Przedstawiono to na rys. 2b. Podobnie wyglądać będą odbierane echa w przypadku, gdy obiekt znajdować się będzie w punkcie C (rys. 2c). Przebiegi z rys. 2b oraz 2c różnią się tylko głębokością modulacji. Wreszcie założmy, że obiekt znajduje się w punkcie D, co odpowiada odchyleniu się od osi optycznej anteny tylko w azymucie. Jak wiadać z rys. 1, maksymalną amplitudę odbieranych ech otrzymamy w chwili, gdy wiązka antenowa przechodzić będzie przez punkt 2, minimalne - przy jej przejściu przez punkt 4. Obwiednię odbieranego przebiegu przedstawiono na rys. 2d. Jest ona w stosunku do poprzednich przesunięta w fazie. Powyższe rozważania wskazują na to, że modulacja otrzymanego przebiegu zależy zarówno od wielkości odchylenia obiektu od osi optycznej anteny jak i od kierunku tego odchylenia. Wielkość odchylenia określa głębokość modulacji, kierunek natomiast - fazę przebiegu modulującego.

Wystarczy więc porównać przebieg modulujący z odpowiednim napięciem odniesienia (wyznaczyć fazę przebiegu modulującego) oraz określić głębokość modulacji odebranego sygnału. Otrzymane informacje w postaci odpowiednich napięć błędów podane na wejścia serwo motorów zmieniają tak położenie anteny radiolokatora, aby os optyczna anteny przechodziła przez punkt, w którym znajduje się śledzony obiekt.



Rys. 3

- 219 -

Rozpatrzmy teraz inny przypadek. Załóżmy, że na osi optycznej anteny znajdują się dwa obiekty w różnych odległościach od stacji radiolokacyjnej (rys. 3). Wówczas na wyjściu odbiornika otrzymalibyśmy sygnały przedstawione na rys. 4a. Pierwszy z nich

jest wynikiem przedostania się części impulsu sondującego do odbiornika, drugi i trzeci - to echa wracające od pierwszego i drugiego obiektu. Napięcie błędów dostarczone na wejście serwo motorów pochodzących musi tylko od jednego sygnału, który odpowiada interesującemu obiektowi.

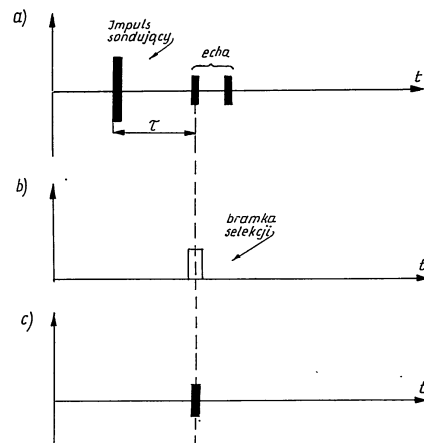
W tym celu należy wybrać

pożądane echo za pomocą tzw. bramki selekcji.

Podawana jest ona wraz z sygnałem na układ, charakteryzujący się tym, że na wyjściu uzyskamy sygnał tylko wtedy, jeżeli przychodzi on jednocześnie z bramką selekcji. Pokazano to na rys. 4b.

Położenie echa względem impulsu sondującego określa odległość obiektu od radiolokatora według prostej zależności:

$$r = \frac{ct}{2},$$



Rys. 4

- 220 -

gdzie

- $r$  - odległość skośna obiektu od radiolokatora,  
 $c$  - prędkość rozchodzenia się fal elektromagnetycznych,  
 $\tau$  - czas liczony od wysłania impulsu sondującego do odebrania echa od obiektu.

Wraz ze zmianą odległości  $r$  zmieniać się musi także położenie bramki selekcji. Uzyskuje się to przez zgranie mechanicznego wsłownika z początkiem interesującego echa na wskaźniku oscyloskopowym; można to osiągnąć ręcznie lub półautomatycznie.

Proces śledzenia kątownego stacji za obiektem odbywa się w zamkniętym układzie regulacji. Oznacza to, że układ taki sterowany jest przez różnicę między wielkością wejściową oraz wielkością wyjściową. Wielkością wejściową jest tu położenie kątowne obiektu, wielkością wyjściową, natomiast - położenie kątowne anteny. Pomijając błąd, jaki między nimi wystąpi, o położeniu kątownym obiektu można wnioskować z położenia anteny. Dane o położeniu kątownym anteny przesyłane są przy pomocy łączy selsynowych. Odległość skośną odczytuje się na wskaźnikach oscyloskopowych lub po zgraniu wzmierników z położeniem echa przesyła się ją również przy pomocy łączy selsynowych. Fotografując w funkcji czasu wskazania selsynów odbiorczych określamy tor poruszającego się obiektu we współrzędnych sferycznych względem stanowiska radiolokatora. Tor względem stanowiska wyrzutni łatwo można przeliczyć uwzględniając wzajemne położenie stacji radiolokacyjnej i wyrzutni.

0 wyborze stanowiska radiolokatora decydują:

1. zasięg stacji;
2. maksymalne prędkości kątowne układu automatycznego śledzenia;
3. trudności uchwycenia poruszającego się obiektu.

Powinno być ono tak dobrane, ażeby prędkości śledzenia obiektu przez stację były jak najmniejsze oraz by łatwo było początkowo uchwycić poruszający się obiekt; nie może być przy tym przekroczony zasięg radiolokatora.

Zasięg stacji przy automatycznym śledzeniu można określić ze wzoru:

- 221 -

$$r = \sqrt{\frac{P_n S_A^2 S_{skut}}{P_o 4 \pi \lambda^2}}$$

gdzie

- $r$  - odległość skośna obiektu od radiolokatora,  
 $P_n$  - moc wypromieniowania przez antenę,  
 $P_o$  - minimalna moc odbierania przez odbiornik niezbędna do śledzenia obiektu,  
 $S_A$  - skuteczna powierzchnia anteny,  
 $S_{skut}$  - skuteczna powierzchnia odbijająca obiektu,  
 $\lambda$  - długość fali nadajnika.

Dla określonej stacji radiolokacyjnej zasięg zależy od skutecznej powierzchni odbijającej obiektu. Charakteryzuje ona w pełni właściwości odbijające obiektu przy danej długości fali generowanej przez nadajnik radiolokatora. Wartość jej przy  $\lambda = 10$  cm waha się w granicach od  $0,01 \text{ m}^2$  do  $10 \text{ m}^2$  zależnie od wymiarów obiektu. Pierwsza wartość odpowiada obiektowi w kształcie walca długości ok. 1,5 m i średnicy 10 cm, druga natomiast wystąpi, jeśli obiekt będzie miał długość ok. 15 m i średnicę 50 cm.

Przyjmując następujące parametry stacji radiolokacyjnej:

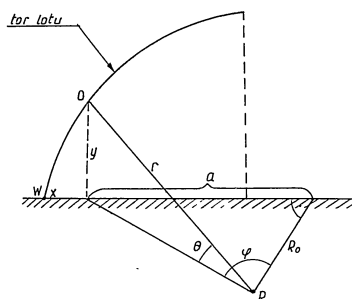
$$\begin{aligned}
 P_n &= 80 \text{ kW}, \\
 P_{odb} &= 2 \cdot 10^{-11} \text{ W}, \\
 S_A &= 1,8 \text{ m}^2, \\
 \lambda &= 10 \text{ cm},
 \end{aligned}$$

oraz  $S_{skut} = 0,01 - 10 \text{ m}^2$   
otrzymamy zasięg stacji radiolokacyjnej

$$r = 6 - 30 \text{ km}.$$

Istnieją zasadniczo dwie możliwości ustawienia stacji radiolokacyjnej względem toru lotu badanego obiektu. W pierwszej stacja stoi z boku względem płaszczyzny lotu "obserwując" boczną powierzchnię obiektu, w drugiej - stacja umiesz-

- 222 -



Rys. 5

stację radiolokacyjną. Wynoszą one w azymucie:

$$(\dot{\psi}) = \frac{R_0}{R_0^2 + a^2} (\dot{x}),$$

w elewacji:

$$(\dot{\theta}) = \frac{\sqrt{a^2 + R_0^2}}{a^2 + R_0^2 + y^2} \left| \left( \dot{y} + \frac{ay}{a^2 + R_0^2} x \right) \right|$$

oraz w odległości skośnej:

$$(\dot{r}) = \frac{|y\dot{y} - a\dot{x}|}{\sqrt{R_0^2 + y^2 + x^2}},$$

Dobierając odpowiednio  $R_0$  oraz początkową wartość  $a_0$  ( $x = 0$ ,  $y = 0$ ) można uzyskać prędkości śledzenia obiektu, nieprzekraczające dopuszczalnych dla danej stacji. Na przykład obliczono przy założeniu początkowej prędkości obiektu  $v_0 = 10^3 \frac{m}{sek}$ , początkowego nachylenia toru  $\tau = 70^\circ$ ,  $A_0 = 10$  km oraz  $R_0 = 5$  km, że prędkości śledzenia nie przekraczają wartości:

czona jest w przybliżeniu w płaszczyźnie toru lotu "obserwując" obiekt od tyłu. Przedstawiono to na rys. 5 i rys. 6. Stacja radiolokacyjna znajduje się w punkcie R, wyrzutnia w punkcie W, obiekt w punkcie O.

Dla stanowiska przedstawionego na rys. 5 łatwo wyznaczyć prędkości śledzenia obiektu przez

- 223 -

$$(\dot{\psi}) \leq 2,5^\circ/sek, \quad (\dot{\theta}) \leq 5^\circ/sek,$$

$$(\dot{r}) \leq 200 \frac{m}{sek}.$$

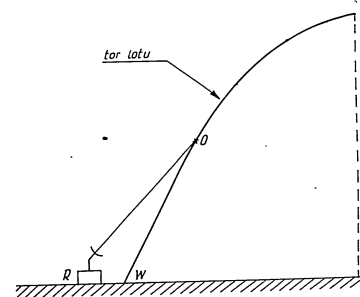
Dla stacji SCR - 584 dopuszczalne są jeszcze następujące prędkości śledzenia:

$$(\dot{\psi}) = 15^\circ/sek,$$

$$(\dot{\theta}) = 7,5^\circ/sek,$$

$$(\dot{r}) = 300 \frac{m}{sek} \text{ (przy półautomatycznym śledzeniu).}$$

Uchwycenie obiektu przez układ automatycznego śledzenia katowego stacji wymaga wstępnego przeliczenia toru lotu badanego obiektu (w początkowym zakresie), ustalenia układów śledzenia stacji na przewidywane z obliczeń położenie obiektu w przestrzeni oraz



Rys. 6

włączenia w odpowiedniej chwili automatycznego śledzenia. O możliwości uchwycenia decydują dwie rzeczy: maksymalny błąd, jaki wystąpi w początkowym ruchu anteny radiolokatora oraz czas od zaobserwowania echa na wskaźnikach odległości do włączenia automatycznego śledzenia katowego. O maksymalnym błędzie decyduje funkcja przenoszenia układu automatyki katowej oraz rodzaj wymuszenia podawanego na wyjściu tego układu. Czas, po upływie którego należy włączyć układ automatyki, zależy od prędkości obiektu, odległości jego od stacji radiolokacyjnej oraz szerokości wiązki antenowej. Można wykazać przy założeniu



- 224 -

zeniu prędkości obiektu  $V = 10^3$  m/sek oraz odległości obiektu od radiolokatora  $r = 10$  km, że obiekt powinien być uchwycony.

Dla stanowiska pokazanego na rys. 6 prędkości kątowe anteny przy śledzeniu obiektu są dużo mniejsze niż w przypadku poprzednim, natomiast prędkość śledzenia w odległości zbliżona jest do prędkości obiektu, łatwo uchwycić też początkowo obiekt przez układ automatycznego śledzenia kątowego, ponieważ będzie się on poruszał w przybliżeniu wzdłuż wiązki antenowej (rys. 6). Wadą jednak tego stanowiska jest mniejszy zasięg stacji radiolokacyjnej ze względu na to, że obiekt "obserwowany" od tyłu przedstawia sobą mniejszą skuteczną powierzchnię odbijającą niż w przypadku "obserwowania" go z boku. Zasięg radiolokatora, a przez to odcinek mierzonego toru, można zwiększyć zmieniając parametry stacji (większa moc wypromieniowana, większa czułość odbiornika) lub umieszczając na pokładzie obiektu urządzenia odzwowe. To ostatnie wymaga jednak pokonania wielu trudności technologicznych, jeśli uwzględni się, że urządzenie takie musi pracować nawet przy przyspieszeniach osiągających 30 - 50 g. Jest to bardzo ważne szczególnie w przypadku, gdy obiekt posiada silnik na paliwo stałe. Jeżeli wykorzystywane jest do napędu paliwo ciekłe, przyspieszenia obiektu są stosunkowo małe (kilka g). Należy jeszcze uwzględnić wpływ jonizacji gazów spalinyowych na warunki śledzenia obiektu przez stację. Okazuje się, że dla fali  $\lambda = 10$  cm gazy te mogą dawać silne echa. Dla przykładu, obłok gazów powstałych po wybuchu pocisku artyleryjskiego daje z odległości 4 km dość silne echa przez 10 - 20 sek. Zjawisko to, jeżeli silnik obiektu pracuje jeszcze na mierzonym odcinku toru, może spowodować "rozmycie" położenia obiektu. Mogłoby to utrudnić albo wprost uniemożliwić śledzenie obiektu.

Metoda ta ma mniejszą dokładność określenia położenia obiektu w porównaniu z metodami optycznymi. Uwzględniając błąd pomiaru kąta i odległości można stwierdzić, że obiekt znajduje się w obszarze określonym wymiarami  $35 \times 35 \times 35$  m przy odległości skośnej obiektu od stacji  $r = 15$  km. Zakres pomiaru zależnie od wymiarów geometrycznych obiektu może sięgać nawet

- 225 -

do 30 km. Dlatego też metoda ta może mieć zastosowanie tylko przy pomiarach toru obiektów poruszających się na stosunkowo małych wysokościach. Nie jest tu wymagana widzialność optyczna obiektu w czasie wykonywania pomiaru, co pozwala uniezależnić się od warunków atmosferycznych.

- 226 -

# EKOSFERY GWIAZD W PROMIENIU 17 LAT ŚWIATEŁA WOKÓŁ SŁOŃCA

Dr Jan Gadomski

/Obserwatorium Astronomiczne Uniwersytetu Warszawskiego/

Wprowadzony do astronautyki termin "ekosfera" na Kongresie Międzynarodowej Federacji Astronautycznej w Rzymie jesienią 1956 r. wywodzi się od słowa  $\epsilon\kappa\omega$  - być. Jest to rozciągająca się wokół gwiazdy "strefa życia", w obrębie której istnieją warunki termiczne zezwalające - przy innych dodatkowych założeniach - na istnienie organizmów żywych zbudowanych ze związków białkowych.

Dla takich organizmów biologowie wymagają:

1/ przedział temperatur zewnętrznych od:

$$\begin{aligned} T_p &= +80^\circ\text{C} = 353^\circ\text{K} \text{ do} \\ T_k &= -70^\circ\text{C} = 203^\circ\text{K}, \end{aligned} \quad \dots (1)$$

2/ obecność wody,

3/ obecność atmosfery zawierającej wolny tlen.

Zajmiemy się najpierw rozpatrzeniem postulatów 1/.

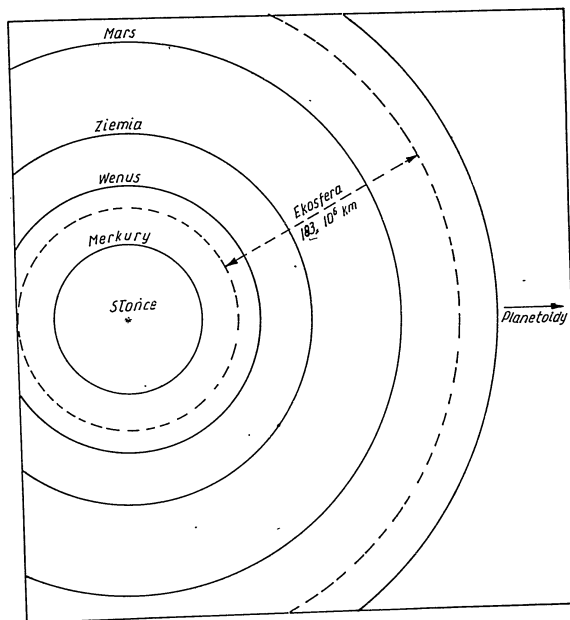
Ciało doskonale czarne ustawione w próżni kosmicznej prostopadle do promieniowania gwiazdy pochłania wszystkie rodzaje jej promieniowania elektromagnetycznego i zamienia je na ciepło. Po pewnym czasie osiąga stan równowagi termicznej. Ilość ciepła pochłanianego przez to ciało równa się ilości ciepła wydzielanego w przestrzeń.

Temperaturę takiego ciała można obliczyć ze wzoru (2):

$$T = T_* \sqrt{\frac{R_*}{d}}, \quad \dots (2)$$

- 227 -

gdzie  $T_*$  - oznacza temperaturę powierzchniową gwiazdy,  
 $R_*$  - promień liniowy globu gwiazdy wyrażony w promieniach liniowych Słońca ( $R_\odot = 1$ ),  $d$  - odległość ciała od środka gwiazdy.



Rys. 1

Jeżeli opromieniwane przez gwiazdę ciało jest kuliste i wiruje dostatecznie szybko dokoła swej osi, to wzór (2) przybiera postać (3):

$$T = T_* \sqrt{\frac{R_*}{2d}}. \quad \dots (3)$$

- 228 -

Wstawiając wartości (1) we wzór (3) na zasięg ekosfery gwiazdy (p - oznacza początek, k - koniec zasięgu) otrzymujemy:

$$d_p = \left( \frac{T_*}{T_p} \right)^2 \frac{R_*}{2}, \quad \dots (4)$$

$$d_k = \left( \frac{T_*}{T_k} \right)^2 \frac{R_*}{2}.$$

Okazuje się, że wobec przyjętych wartości liczbowych (1) na  $T_p$  i  $T_k$  otrzymujemy z dużym przybliżeniem związek (5):

$$d_k = 3 \times d_p \quad \dots (5)$$

#### Ekosfera Słońca

Wstawiając we wzory (4) wartości liczbowe:  $T_\odot = 5700^\circ K$  oraz  $R_\odot = 695\,300\text{ km}$  otrzymujemy:

$$d_{p,\odot} = 0,61 \text{ jedn.astr.} = 91,5 \times 10^6 \text{ km},$$

$$d_{k,\odot} = 1,83 \text{ " " } = 274,5 \times 10^6 \text{ km}.$$

Zatem teoretyczna grubość ekosfery słonecznej wynosi  $183 \times 10^6 \text{ km}$ . Obejmuje ona planety: Wenus, Ziemię i Marsa (rys. 1). Z okolic słonecznych przestrzeni ekosfera Słońca zajmuje zaledwie 1/5000 część, z czego planety odwiedzają efektywnie tylko 4%, czyli 1/125 000 część.

#### Ekosfery gwiazd w promieniu 17 lat światła wokół Słońca

W rozważaniach naszych posługiwać się będziemy katalogiem gwiazd sąsiedztwa Słońca P. van de Kampa (Public Astron. Society of the Pacific, April, 1953), który obejmuje 42 dotychczas wykryte systemy gwiazdowe zawarte w przestrzeni określonej promieniem 16,6 lat światła wokół Słońca. Jest to przestrzeń osiągalna w czasie życia człowieka za pomocą planowanej "rakiety fotonowej". Katalog podaje 11 różnych danych

- 229 -

dotyczących każdej gwiazdy, jednakże nie daje potrzebnych dla obliczenia zasięgu ekosfer gwiazd wartości:  $T_*$  i  $R_*$ . Wartości te obliczyłem posługując się używanymi w astrofizyce wzorami (6) i (7):

$$T_* = \frac{11700^\circ K}{2,03 - \log B_*}, \quad \dots (6)$$

$$R_* = \sqrt{\frac{L_*}{B_*}}, \quad \dots (7)$$

gdzie  $B_*$  - oznacza wizualną jasność powierzchniową gwiazdy wyinterpolowaną z tablicy I. Typ widmowy zaczerpnięto z katalogu van de Kampa, masę wzięto z zależności "widmo-masa".

$L_*$  - oznacza wizualną jasność całkowitą gwiazdy według wspomnianego katalogu przy założeniu  $L_\odot = 1$ .

Tablica I

| Widmo | $B_*$<br>( $B_\odot=1$ ) | $M_*$<br>( $M_\odot=1$ ) | Widmo | $B_*$<br>( $B_\odot=1$ ) | $M_*$<br>( $M_\odot=1$ ) | Widmo | $B_*$<br>( $B_\odot=1$ ) | $M_*$<br>( $M_\odot=1$ ) |
|-------|--------------------------|--------------------------|-------|--------------------------|--------------------------|-------|--------------------------|--------------------------|
| B0    | 32,4                     | 16                       | F5    | 1,91                     | 1,5                      | dM0   | 0,043                    | 0,52                     |
| B5    | 17,8                     | 7                        | dG0   | 1,02                     | 1,25                     | dM2   | 0,039                    | 0,44                     |
| A0    | 9,8                      | 4                        | dG5   | 0,74                     | 1,07                     | dM4   | 0,0354                   | 0,40                     |
| A5    | 5,5                      | 2,2                      | dK0   | 0,44                     | 0,85                     | dM6   | 0,0170                   | 0,36                     |
| F0    | 3,23                     | 1,8                      | dK5   | 0,117                    | 0,65                     | dM8   | 0,0135                   | 0,32                     |

- 230 a -

## Tablica II

Katalog gwiazd w promieniu 17 l.św. wokół Słońca

| Nr | Gwiazda          | d<br>l.św. | Wizualna jasność widoma i<br>widmo |     |                  | Wizualna jasność<br>absolutna |                  |      | L<br>( $L_0 = 1$ ) |          |          |
|----|------------------|------------|------------------------------------|-----|------------------|-------------------------------|------------------|------|--------------------|----------|----------|
|    |                  |            | A                                  | B   | C                | A                             | B                | C    | A                  | B        | C        |
| 1  | Słońce           | -          | -26 <sup>m</sup> 0                 | G0  | 1 <sup>m</sup> - | 4,7                           | 6 <sup>m</sup> 1 | 15,4 | 1,0                | 0,28     | 0,000052 |
| 2  | α Cen            | 4,3        | 0,3                                | G0  | 1 <sup>m</sup> - | 4,7                           | 6 <sup>m</sup> 1 | 15,4 | 1,0                | 0,28     | 0,000052 |
| 3  | Gw. Barbarda     | 6,0        | 9,5                                | M5  | */               | 13,2                          | -                | -    | 0,000040           | */       | -        |
| 4  | Wolf 359         | 7,7        | 13,5                               | M6e | -                | 15,6                          | 16,1             | -    | 0,000017           | -        | -        |
| 5  | Luyten 725-8     | 7,9        | 12,5                               | M6e | 13,0             | M6e                           | -                | -    | 0,000004           | 0,000003 | -        |
| 6  | Lalande 21185    | 8,2        | 7,5                                | M2  | */               | 10,5                          | -                | -    | 0,0048             | */       | -        |
| 7  | Syrusz           | 8,7        | -1,6                               | A0  | 7,1              | wd                            | 10,0             | -    | 23                 | 0,008    | -        |
| 8  | Ross 154         | 9,3        | 10,6                               | M5e | -                | 13,3                          | -                | -    | 0,00036            | -        | -        |
| 9  | Ross 248         | 10,3       | 12,2                               | M6e | -                | 14,7                          | -                | -    | 0,00010            | -        | -        |
| 10 | ε Eri            | 10,8       | 3,8                                | K2  | -                | 6,2                           | -                | -    | 0,25               | -        | -        |
| 11 | Ross 128         | 10,9       | 11,1                               | M5  | -                | 13,5                          | -                | -    | 0,00030            | -        | -        |
| 12 | 61 Cyg           | 11,1       | 5,6                                | K5  | 6,3              | M0                            | 8,6              | */   | 0,052              | 0,028    | */       |
| 13 | Luyten 789-6     | 11,2       | 12,2                               | M6  | -                | 14,5                          | 13,1             | -    | 0,00012            | -        | -        |
| 14 | Procyon          | 11,3       | 0,5                                | F5  | 10,8             | wd                            | 2,8              | -    | 5,8                | 0,00044  | -        |
| 15 | ε Ind            | 11,4       | 4,7                                | K5  | -                | 7,0                           | -                | -    | 0,12               | -        | -        |
| 16 | ε 2298           | 11,6       | 8,9                                | M4  | 9,7              | M4                            | 11,9             | -    | 0,0028             | 0,0013   | -        |
| 17 | Groombridge 34   | 11,7       | 8,1                                | M2e | 10,9             | M4e                           | 13,1             | -    | 0,0058             | 0,00044  | -        |
| 18 | τ Oct            | 11,8       | 2,6                                | G4  | -                | 10,3                          | -                | -    | 0,26               | -        | -        |
| 19 | Lacaille 9352    | 11,9       | 7,2                                | M2  | -                | 9,4                           | -                | -    | 0,013              | -        | -        |
| 20 | BD +5°1668       | 12,4       | 10,1                               | M4  | -                | 12,2                          | -                | -    | 0,0010             | -        | -        |
| 21 | Lacaille 8760    | 12,8       | 6,6                                | M1  | -                | 8,6                           | -                | -    | 0,028              | -        | -        |
| 22 | Gw. Kapteyna     | 13,0       | 9,2                                | M0  | -                | 11,2                          | -                | -    | 0,0025             | -        | -        |
| 23 | Kruger 60        | 13,1       | 9,9                                | M4  | 11,4             | M5e                           | 13,4             | -    | 0,0013             | 0,00033  | -        |
| 24 | Ross 614         | 13,1       | 10,9                               | M5e | */               | 12,9                          | -                | -    | 0,00052            | */       | -        |
| 25 | BD -12°4523      | 13,4       | 10,0                               | M5  | -                | 11,9                          | -                | -    | 0,0013             | -        | -        |
| 26 | Gw. van Maanema  | 13,8       | 12,3                               | wdF | -                | 14,2                          | -                | -    | 0,00016            | -        | -        |
| 27 | Wolf 424         | 14,6       | 12,6                               | M6e | -                | 14,3                          | 14,3             | -    | 0,00015            | 0,00014  | -        |
| 28 | Groombridge 1618 | 14,7       | 6,8                                | K5  | -                | 8,5                           | -                | -    | 0,030              | -        | -        |
| 29 | CD -37°15492     | 14,9       | 8,6                                | M3  | -                | 10,3                          | -                | -    | 0,0058             | -        | -        |
| 30 | CD -46°11540     | 15,3       | 9,7                                | M4  | -                | 11,3                          | -                | -    | 0,0023             | -        | -        |
| 31 | BD +20°2465      | 15,4       | 9,5                                | MUe | */               | 11,1                          | -                | -    | 0,0028             | */       | -        |
| 32 | CD -44°11909     | 15,6       | 11,2                               | M5  | -                | 12,8                          | -                | -    | 0,00058            | -        | -        |
| 33 | CD -49°13515     | 15,6       | 9                                  | M3  | -                | 10,6                          | -                | -    | 0,0044             | -        | -        |
| 34 | AOe 17415-16     | 15,8       | 9,1                                | M3  | -                | 10,7                          | -                | -    | 0,0040             | -        | -        |
| 35 | Ross 780         | 15,8       | 10,2                               | M5  | -                | 11,8                          | -                | -    | 0,0014             | -        | -        |
| 36 | Lalande 25372    | 15,9       | 8,6                                | M2  | -                | 10,2                          | -                | -    | 0,0063             | -        | -        |
| 37 | CC 658           | 16,0       | 11                                 | wd  | -                | 12,5                          | -                | -    | 0,0008             | -        | -        |
| 38 | σ Eri            | 16,3       | 4,5                                | K0  | 9,2              | wdA                           | 10,7             | 12,5 | 0,30               | 0,0040   | 0,0008   |
| 39 | 70 Oph           | 16,4       | 4,2                                | K1  | 5,0              | K5                            | 6,0              | -    | 0,40               | -        | -        |
| 40 | Altair           | 16,5       | 0,9                                | A5  | -                | 2,7                           | 7,4              | -    | 8,3                | -        | -        |
| 41 | BD +43°4305      | 16,5       | 10,2                               | M5e | -                | 11,7                          | -                | -    | 0,0016             | -        | -        |
| 42 | AC +79°3888      | 16,6       | 11,0                               | M4  | -                | 12,7                          | -                | -    | 0,0008             | -        | -        |

\*/ widoczny towarzyszy  
 \*\* zaobserwowany 5-metrowym teleskopem

- 230 b -.

Tablica III

Zasięg ekosfer gwiazd w promieniu 17 l.św. wokół Słońca

| Nr | Gwiazda          | $R_0$ (1) |       |       | $M_0$ (1) |      |      | $T_0$ (°K) |      |      | $10^6$ km dp |       |     | $10^6$ km dk |       |      |
|----|------------------|-----------|-------|-------|-----------|------|------|------------|------|------|--------------|-------|-----|--------------|-------|------|
|    |                  | A         | B     | C     | A         | B    | C    | A          | B    | C    | A            | B     | C   | A            | B     | C    |
| 1  | Słońce           | 1         | -     | -     | 1         | -    | -    | 5700       | -    | -    | 91,5         | -     | -   | 274,5        | -     | -    |
| 2  | α Cen            | 0,99      | 1,58  | 0,045 | 1,25      | 0,65 | 0,38 | 5150       | 4950 | 4300 | 75,5         | 107,7 | 1,3 | 274,5        | -     | -    |
| 3  | Gw. Barnarda     | 0,12      | -     | -     | 0,38      | -    | -    | 4500       | -    | -    | 6,9          | -     | -   | 226,5        | -     | -    |
| 4  | Wolf 359         | 0,032     | -     | -     | 0,25      | -    | -    | 3100       | -    | -    | -            | -     | -   | 20,7         | -     | -    |
| 5  | Luyten 726,8     | 0,039     | 0,042 | -     | 0,25      | 0,36 | -    | 3100       | 3100 | -    | 1,0          | 1,1   | -   | 2,5          | -     | -    |
| 6  | Lalande 21185    | 0,351     | -     | -     | 0,44      | -    | -    | 3200       | -    | -    | 9,4          | -     | -   | 3,0          | 3,33  | -    |
| 7  | Syriusz          | 1,53      | 0,030 | -     | 2,35      | 0,98 | -    | 9000       | 8600 | -    | 336,3        | 6,3   | -   | 28,2         | -     | -    |
| 8  | Ross 154         | 0,13      | -     | -     | 0,38      | -    | -    | 3000       | -    | -    | 3,0          | -     | -   | 1008,9       | 18,8  | -    |
| 9  | Ross 248         | 0,077     | -     | -     | 0,36      | -    | -    | 2900       | -    | -    | 1,8          | -     | -   | 9,0          | -     | -    |
| 10 | ε Eri            | 0,89      | -     | -     | 0,77      | -    | -    | 4200       | -    | -    | 43,3         | -     | -   | 5,3          | -     | -    |
| 11 | Ross 128         | 0,11      | -     | -     | 0,38      | -    | -    | 3000       | -    | -    | 2,7          | -     | -   | 130,0        | -     | -    |
| 12 | 61 Cyg           | 0,71      | 0,81  | -     | 0,63      | 0,52 | -    | 3600       | 3200 | -    | 25,2         | 22,9  | -   | 8,1          | -     | -    |
| 13 | Luyten 789-6     | 0,084     | -     | -     | 0,38      | -    | -    | 2900       | -    | -    | 2,0          | -     | -   | 75,6         | 68,7  | -    |
| 14 | Procyon          | 1,74      | 0,007 | -     | 1,8       | 0,46 | -    | 6700       | 7500 | -    | 217,6        | 1,9   | -   | 6,0          | -     | -    |
| 15 | ε Ind            | 1,01      | -     | -     | 0,65      | -    | -    | 3950       | -    | -    | 44,1         | -     | -   | 652,8        | 5,7   | -    |
| 16 | ε 2398           | 0,28      | 0,19  | -     | 0,41      | 0,41 | -    | 3400       | 2300 | -    | 8,9          | 2,7   | -   | 132,3        | -     | -    |
| 17 | Groombridge 34   | 0,49      | 0,12  | -     | 0,44      | 0,40 | -    | 3200       | 3100 | -    | 10,7         | 9,0   | -   | 26,7         | 8,1   | -    |
| 18 | τ Cet            | 0,57      | -     | -     | 1,1       | -    | -    | 5400       | -    | -    | 42,8         | -     | -   | 32,1         | 9,0   | -    |
| 19 | Lacaille 9352    | 0,28      | -     | -     | 0,44      | -    | -    | 3200       | -    | -    | 7,7          | -     | -   | 129,4        | -     | -    |
| 20 | BD +501668       | 0,17      | -     | -     | 0,40      | -    | -    | 3350       | -    | -    | 5,3          | -     | -   | 23,1         | -     | -    |
| 21 | Lacaille 8760    | 0,83      | -     | -     | 0,48      | -    | -    | 3200       | -    | -    | 23,2         | -     | -   | 15,9         | -     | -    |
| 22 | Gw. Kapteyna     | 0,24      | -     | -     | 0,52      | -    | -    | 3200       | -    | -    | 6,9          | -     | -   | 69,6         | -     | -    |
| 23 | Kruger 60        | 0,19      | 0,11  | -     | 0,40      | 0,38 | -    | 3100       | 3000 | -    | 5,2          | 2,8   | -   | 20,6         | -     | -    |
| 24 | Ross 614         | 0,14      | -     | -     | 0,38      | -    | -    | 3000       | -    | -    | 3,6          | -     | -   | 15,6         | 8,5   | -    |
| 25 | BD -1204523      | 0,22      | -     | -     | 0,38      | -    | -    | 3000       | -    | -    | 5,6          | -     | -   | 10,7         | -     | -    |
| 26 | Gw. van Maanena  | 0,009     | -     | -     | 0,11      | -    | -    | 7000       | -    | -    | 1,2          | -     | -   | 16,9         | -     | -    |
| 27 | Wolf 424         | 0,091     | 0,091 | -     | 0,36      | 0,36 | -    | 3100       | 3100 | -    | 2,4          | 2,4   | -   | 3,7          | -     | -    |
| 28 | Groombridge 1618 | 0,50      | -     | -     | 0,65      | -    | -    | 3600       | -    | -    | 18,5         | -     | -   | 7,2          | 7,2   | -    |
| 29 | CD -37°15492     | 0,40      | -     | -     | 0,42      | -    | -    | 4300       | -    | -    | 20,2         | -     | -   | 55,6         | -     | -    |
| 30 | CD -46°11540     | 0,26      | -     | -     | 0,40      | -    | -    | 4800       | -    | -    | 15,8         | -     | -   | 60,7         | -     | -    |
| 31 | BD +20°2465      | 0,28      | -     | -     | 0,40      | -    | -    | 3300       | -    | -    | 8,8          | -     | -   | 47,4         | -     | -    |
| 32 | CD -44°11909     | 0,15      | -     | -     | 0,38      | -    | -    | 3200       | -    | -    | 4,4          | -     | -   | 26,6         | -     | -    |
| 33 | CD -49°13515     | 0,34      | -     | -     | 0,42      | -    | -    | 3400       | -    | -    | 11,0         | -     | -   | 13,1         | -     | -    |
| 34 | AOe 17415-6      | 0,33      | -     | -     | 0,42      | -    | -    | 3400       | -    | -    | 10,5         | -     | -   | 32,9         | -     | -    |
| 35 | Ross 780         | 0,15      | -     | -     | 0,38      | -    | -    | 3200       | -    | -    | 6,8          | -     | -   | 31,4         | -     | -    |
| 36 | Lalande 25372    | 0,40      | -     | -     | 0,44      | -    | -    | 3400       | -    | -    | 13,0         | -     | -   | 20,9         | -     | -    |
| 37 | CC 658           | 0,058     | -     | -     | 0,7       | -    | -    | 8000       | -    | -    | 10           | -     | -   | 38,9         | -     | -    |
| 38 | α Eri            | 0,83      | 0,059 | 0,17  | 0,85      | 1,3  | 0,38 | 4400       | 5900 | -    | 8,3          | 5,1   | -   | 30           | -     | -    |
| 39 | 70 Oph           | 1,04      | 0,84  | -     | 0,61      | 0,65 | -    | 4800       | 3700 | 3200 | 44,9         | 37,9  | -   | 134,7        | 24,9  | 15,3 |
| 40 | Altair           | 1,23      | -     | -     | 2,2       | -    | -    | 9100       | -    | -    | 63,3         | -     | -   | 190,0        | 113,7 | -    |
| 41 | BD +43°4305      | 0,25      | -     | -     | 0,38      | -    | -    | 3100       | -    | -    | 282,1        | -     | -   | 846,3        | -     | -    |
| 42 | AC +79°3888      | 0,15      | -     | -     | 0,40      | -    | -    | 3400       | -    | -    | 6,6          | -     | -   | 19,8         | -     | -    |
|    |                  |           |       |       |           |      |      |            |      |      | 4,7          | -     | -   | 14,2         | -     | -    |

\*/ niewidoczny towarzyszy

\*\*/ zaobserwowany 5-metrowym teleskopem

Z liczb tab  
promieniem 16  
dy gwiazdowe  
jest dostępne  
gwiazdowy na 4  
co 8.l.św.  
motne, 13 (31%

W rozważanej  
mich; zaledwie  
reszta, tj. 43  
minują tu gwia  
nych rozmiarom  
średnia ich ma  
0,0007 R<sub>0</sub>) otr  
Dane powyższe  
zestawiono w t

|       |    |
|-------|----|
|       |    |
| Typ 0 | 16 |
| Karty | 43 |

Srednio grubość  
niż u karłów.

Rozpatrując 1  
wniosków. Gwiaz  
w swych ekosfer  
ze związków bia

## Słońca

| Nr |    | $10^6 \text{ km } d_p$ |       |     | $10^6 \text{ km } d_k$ |       |      |
|----|----|------------------------|-------|-----|------------------------|-------|------|
|    |    | A                      | B     | C   | A                      | B     | C    |
| 1  | S  | 91,5                   | -     | -   | 274,5                  | -     | -    |
| 2  | S  | 75,5                   | 107,7 | 1,3 | 226,5                  | 323,1 | 3,9  |
| 3  | G  | 6,9                    | */    | -   | 20,7                   | */    | -    |
| 4  | W  | 0,8                    | -     | -   | 2,5                    | -     | -    |
| 5  | L  | 1,0                    | 1,1   | -   | 3,0                    | 3,33  | -    |
| 6  | L  | 9,4                    | */    | -   | 28,2                   | */    | -    |
| 7  | S  | 336,3                  | 6,3   | -   | 1008,9                 | 18,8  | -    |
| 8  | R  | 3,0                    | -     | -   | 9,0                    | -     | -    |
| 9  | R  | 1,8                    | -     | -   | 5,3                    | -     | -    |
| 10 | C  | 43,3                   | -     | -   | 130,0                  | -     | -    |
| 11 | R  | 2,7                    | -     | -   | 8,1                    | -     | -    |
| 12 | G  | 25,2                   | 22,9  | -   | 75,6                   | 68,7  | */   |
| 13 | L  | 2,0                    | -     | */  | 6,0                    | -     | -    |
| 14 | P  | 217,6                  | 1,9   | -   | 652,8                  | 5,7   | -    |
| 15 | E  | 44,1                   | -     | -   | 132,3                  | -     | -    |
| 16 | Y  | 8,9                    | 2,7   | -   | 26,7                   | 8,1   | -    |
| 17 | G  | 10,7                   | 9,0   | -   | 32,1                   | 9,0   | -    |
| 18 | T  | 42,8                   | -     | -   | 129,4                  | -     | -    |
| 19 | L  | 7,7                    | -     | -   | 23,1                   | -     | -    |
| 20 | BI | 5,3                    | -     | -   | 15,9                   | -     | -    |
| 21 | L  | 23,2                   | -     | -   | 69,6                   | -     | -    |
| 22 | G  | 6,9                    | -     | -   | 20,6                   | -     | -    |
| 23 | K  | 5,2                    | 2,8   | -   | 15,6                   | 8,5   | -    |
| 24 | R  | 3,6                    | -     | -   | 10,7                   | */    | -    |
| 25 | HE | 5,6                    | */    | -   | 16,9                   | -     | -    |
| 26 | G  | 1,2                    | -     | -   | 3,7                    | -     | -    |
| 27 | W  | 2,4                    | 2,4   | -   | 7,2                    | 7,2   | -    |
| 28 | G  | 18,5                   | -     | -   | 55,6                   | -     | -    |
| 29 | CD | 20,2                   | -     | -   | 60,7                   | -     | -    |
| 30 | CD | 15,8                   | -     | -   | 47,4                   | -     | -    |
| 31 | BD | 8,8                    | */    | -   | 26,6                   | */    | -    |
| 32 | CD | 4,4                    | -     | -   | 13,1                   | -     | -    |
| 33 | CD | 11,0                   | -     | -   | 32,9                   | -     | -    |
| 34 | AG | 10,5                   | -     | -   | 31,4                   | -     | -    |
| 35 | R  | 6,8                    | -     | -   | 20,9                   | -     | -    |
| 36 | La | 13,0                   | -     | -   | 38,9                   | -     | -    |
| 37 | CO | 10                     | -     | -   | 30                     | -     | -    |
| 38 | O  | 44,9                   | 8,3   | 5,1 | 134,7                  | 24,9  | 15,3 |
| 39 | TO | 63,3                   | 37,9  | -   | 190,0                  | 113,7 | -    |
| 40 | AI | 282,1                  | -     | -   | 846,3                  | -     | -    |
| 41 | BD | 6,6                    | -     | -   | 19,8                   | -     | -    |
| 42 | AC | 4,7                    | -     | -   | 14,2                   | -     | -    |

- 231 -

## Statystyka

Z liczb tablic II i III wynika, że w przestrzeni określonej promieniem  $15,6 \text{ l.św.}$  wokół Słońca wykryto dotychczas 42 układy gwiazdowe zawierające 59 gwiazd. Tylko 12 (22%) z nich jest dostępne gołym okiem. Średnio mamy tu jeden układ gwiazdowy na 450 sześciennych lat światła, czyli jeden układ co  $8 \text{ l.św.}$  Z liczby 42 układów 27 (64%) stanowi gwiazdy samotne, 13 (31%) gwiazdy podwójne, a 2 (5%) potrójne.

W rozważanej przestrzeni brak jest zupełnie gwiazd olbrzymich; zaledwie 16 (27%) jest rozmiarów podobnych do Słońca, a reszta, tj. 43 gwiazd (73%), to gwiazdy karłowate. A więc dominują tu gwiazdy karłowate. Przeciętny promień gwiazd podobnych rozmiarami do Słońca (od  $1,53$  do  $0,50 R_\odot$ ) wynosi  $1,00 R_\odot$ , średnia ich masa  $1,02 M_\odot$ . Dla gwiazd karłowatych (od  $0,49$  do  $0,0007 R_\odot$ ) otrzymujemy odpowiednio  $0,155 R_\odot$  oraz  $0,41 M_\odot$ . Dane powyższe wraz ze średnim zasięgiem teoretycznych ekosfer zestawiono w tablicy IV.

Tablica IV

|       | Ilość |     | Średni promień<br>( $R_\odot = 1$ ) | Średnia masa<br>( $M_\odot = 1$ ) | Średni zasięg ekosfery<br>( $10^6 \text{ km} = 1$ ) |       |
|-------|-------|-----|-------------------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------------------------|-------|
| Typ   | 0     | 1   |                                     |                                   | $d_p$                                               | $d_k$ |
| Typ 0 | 16    | 27% | 1,00                                | 1,42                              | 92,3                                                | 270,1 |
| Karły | 43    | 73% | 0,155                               | 0,41                              | 5,4                                                 | 16,3  |

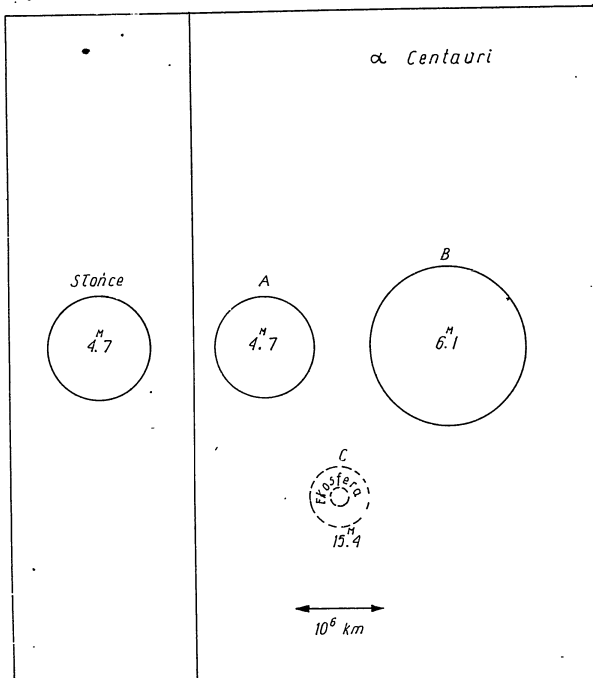
Średnio grubość ekosfer gwiazd typu Słońca jest 11 razy większa niż u karłów.

## Wnioski

Rozpatrując liczby tablicy IV dochodzimy do następujących wniosków. Gwiazdy karłowate nie mają warunków do wytworzenia w swych ekosferach planet ożywionych organizmami zbudowanymi ze związków białkowych. Jako gwiazdy drobne (średnio  $R_\odot =$

- 232 -

=  $0,155 R_{\odot}$ ), jeżeli otoczyły się plejadą planet, to są to niewątpliwie planety małe o niewielkich masach. Z rozważań teoretycznych wiemy, że pole grawitacyjne na powierzchni planet o małej masie jest zbyt słabe, by mogło trwale utrzymać wokół niej atmosferę. Zatem planety te nie mają atmosfer zawierających wolny tlen i co za tym idzie - nie mają na swej powierzchni wody. Warunki 2/ i 3/ spośród postulatów (1) nie są więc tam spełnione. Ponadto, jak wynika z liczb tablicy IV,



Rys. 2

- 233 -

ekosfery gwiazd karłowatych są bardzo zacieśnione (rys. 2; składnik C) i bliskie powierzchni gwiazd, a więc tym samym ewentualne planety ożywione krążą tam tak blisko gwiazd, że ich obrót dookoła osi musi być przez siły przyływowe gwiazdy przyhamowany i wyrównany z okresem obiegu dookoła gwiazdy, podobnie jak to się stało u nas z Merkurem i księżycami planet. Wynika to z faktu, że siły przyływowe wywierane przez gwiazdy na wirujące wokół nich planety są odwrotnie proporcjonalne do trzeciej potęgi odległości planet od gwiazd. W tych warunkach "dziennie" połacie tych planet muszą być stale przegrzane (na Merkurem do  $+400^{\circ}\text{C}$ ), nocne zaś stale wymrożone niemal do absolutnego zera. Reasumując te wszystkie okoliczności możemy twierdzić, że teoretyczne ekosfery gwiazd karłowatych są niewątpliwie martwe i pozbawione życia organicznego. Tym bardziej dotyczy to ewentualnych ekosfer ożywionych opartych na związkach krzemu, które z natury rzeczy muszą być znacznie cieńsze od ekosfer białkowych, gdyż związki krzemowe są odporniejsze od białka na wyższe temperatury.

Ożywionych ekosfer gwiazdowych należy poszukiwać u 13 gwiazd typu Słońca (tablica V), których rozległe i odległe od powierzchni gwiazd ekosfery (średnio  $270 - 92 = 178 \times 10^6$  km) dają wiele miejsca dla orbit nawet kilku planet ożywionych i to nie "przyhamowanych" w swym obrocie dookoła osi. Siły przyływowe wywierane przez gwiazdy z tak znacznej odległości są znikomo małe.

Należy jeszcze wspomnieć, że rozważania nasze odnoszą się do ciał doskonale czarnych, gdy powierzchnie planet takimi ciałami nie są. Chłoną one przeto znacznie mniej promieniowania elektromagnetycznego gwiazd, aniżeli przyjęliśmy to w naszych rozważaniach. W tych warunkach ekosfery planet gwiazd karłowatych muszą być jeszcze cieńsze, niż to przyjęliśmy. Odnosi się to także do planet typu Słońca, lecz w mniejszym stopniu, gdyż pewną rekompensatę stanowią tu atmosfery planet, które - przepuszczając promieniowanie gwiazd - w wydajny sposób zmniejszają wypromieniowywanie ciepła planetarnego w przestrzeń kosmiczną, co przyczynia się do lepszego nagrzania powierzchni planet. Tak więc w przybliżeniu możemy uważać wyniki naszych obliczeń za niewiele odbiegające od prawdy.

- 234 -

Astronautów dysponujących rakietą fotonową mogą w rozważanej przestrzeni interesować ekosfery jedynie 14 gwiazd następujących (tablica V):

Tablica V

| Nr | Gwiazda          | $2 d_p$<br>( $10^6$ km = 1) |
|----|------------------|-----------------------------|
| 1  | Słońce           | 183                         |
| 2  | $\alpha$ Cen A   | 151                         |
|    | B                | 215                         |
| 7  | Syriusz A        | 673                         |
| 10 | $\epsilon$ Eri   | 87                          |
| 12 | 61 Cyg A         | 50                          |
|    | B                | 46                          |
| 14 | Procyon          | 435                         |
| 15 | $\epsilon$ Ind   | 88                          |
| 18 | $\tau$ Oet       | 87                          |
| 38 | $\sigma^2$ Eri A | 90                          |
| 39 | 70 Oph A         | 127                         |
|    | B                | 76                          |
| 40 | Altair           | 564                         |

Wobec równości (5) otrzymuję, że grubość ekosfery ( $d_k - d_p$ ) jest równa odległości środkowej warstwy ekosfery od środka gwiazdy ( $\frac{d_k - d_p}{2}$ ) i wynosi  $2 d_p$ .

$$d_p - d_k = \frac{d_k - d_p}{2} = 2 d_p. \quad (8)$$

Spośród gwiazd tablicy V tylko 3 (Nr 7, 14, 40) są w rzeczywistości jaśniejsze od Słońca i one byłyby najbardziej interesujące z astronautycznego punktu widzenia.

Warszawa, 1957, maj.

- 835 -

ZAGADNIENIA ZABEZPIECZENIA LOTNIKA PRZED WYŻSZYM NASTĘPIENIEM  
LOTU NA DUŻYCH WYSOKOŚCIACH

Plk.doc.habilit. lek.med. Stanisław Kozłowski

/Wojskowy Instytut Naukowo-Badawczy i Wydział Medycyny Lotniczej

We współczesnym lotnictwie ~~zwiększając~~ ~~zwiększając~~ ~~zwiększając~~ jest zabezpieczenie lotnika przed ~~wyższymi~~ ~~wyższymi~~ ~~wyższymi~~ dużych wysokościach.

Ustrój człowieka posiada ograniczoną ~~stojalność~~ ~~stojalność~~ ~~stojalność~~ nia się do zmian, występujących w ~~stojalności~~ ~~stojalności~~ ~~stojalności~~ czasie lotu wysokościowego. W miarę ~~zwiększania~~ ~~zwiększania~~ ~~zwiększania~~ ta zdolność przystosowania się ustroju ~~człowieka~~ ~~człowieka~~ ~~człowieka~~ coraz bardziej niewystarczająca, powstają ~~zaburzenia~~ ~~zaburzenia~~ ~~zaburzenia~~ ści życiowych ustroju, najpierw ograniczające ~~jego~~ ~~jego~~ ~~jego~~ a następnie powodujące śmierć.

Zaburzenia czynności życiowych ustroju ~~człowieka~~ ~~człowieka~~ ~~człowieka~~ ce na wysokości, są spowodowane obniżającym się ~~w miarę~~ ~~w miarę~~ ~~w miarę~~ tem wysokości ciśnieniem częściowym tlenu w ~~otaczającym~~ ~~otaczającym~~ ~~otaczającym~~ wietrze oraz spadkiem ciśnienia atmosferycznego. ~~Nastąpienie~~ ~~Nastąpienie~~ ~~Nastąpienie~~ burzeń, wywołanych niedotlenieniem ustroju na ~~wysokości~~ ~~wysokości~~ ~~wysokości~~, wzrasta w miarę zwiększania się spadku ciśnienia ~~częściowego~~ ~~częściowego~~ ~~częściowego~~ tlenu we wdychanym powietrzu. Przy ~~znacznym~~ ~~znacznym~~ ~~znacznym~~ ustroju powstają takie zaburzenia jego czynności ~~życiowych~~ ~~życiowych~~ ~~życiowych~~, że doprowadzają do śmierci. W czasie ~~wzlotu~~ ~~wzlotu~~ ~~wzlotu~~ ciśnienia atmosferycznego powoduje rozszerzanie się ~~gasek~~ ~~gasek~~ ~~gasek~~ znajdujących się w jamach ciała, co może wywołać ból ~~brzocha~~ ~~brzocha~~ ~~brzocha~~ o różnej intensywności, ból ucha oraz zaburzenia akcji serca i oddychania. Jeśli spadek ciśnienia atmosferycznego ~~będzie~~ ~~będzie~~ ~~będzie~~ szybki i znaczny, to wytworzy się tzw. ~~desaturacji~~ ~~desaturacji~~ ~~desaturacji~~ tkanek, nasyconych azotem i dojdzie do wytwarzania się w ~~tkankach~~ ~~tkankach~~ ~~tkankach~~ ciała wolnych pęcherzyków azotu, co wywoła zespół objawów zwany chorobą dekompresyjną.



- 234 -

Astronautów dysponujących rakieta fotonowa mogą w rozważanej przestrzeni interesować ekosfery jedynie 14 gwiazd następujących (tablica V):

Tablica V

| Nr | Gwiazda        | $2 d_p$<br>( $10^6$ km = 1) |
|----|----------------|-----------------------------|
| 1  | Słońce         | 183                         |
| 2  | $\alpha$ Cen A | 151                         |
|    | B              | 215                         |
| 7  | Syriusz A      | 673                         |
| 10 | $\epsilon$ Eri | 87                          |
| 12 | 61 Cyg A       | 50                          |
|    | B              | 46                          |
| 14 | Procyon        | 435                         |
| 15 | $\epsilon$ Ind | 88                          |
| 18 | $\tau$ Cet     | 87                          |
| 38 | $\sigma$ Eri A | 90                          |
| 39 | 70 Oph A       | 127                         |
|    | B              | 76                          |
| 40 | Altair         | 564                         |

Wobec równości (5) otrzymuję, że grubość ekosfery ( $d_k - d_p$ ) jest równa odległości środkowej warstwy ekosfery od środka gwiazdy ( $\frac{d_k - d_p}{2}$ ) i wynosi  $2 d_p$ .

$$d_p - d_k = \frac{d_k - d_p}{2} = 2 d_p. \quad (8)$$

Spośród gwiazd tablicy V tylko 3 (Nr 7, 14, 40) są w rzeczywistości jaśniejsze od Słońca i one byłyby najbardziej interesujące z astronautycznego punktu widzenia.

Warszawa, 1957, maj.

- 235 -

# ZAGADNIENIA ZABEZPIECZENIA LOTNIKA PRZED WPŁYWEM WARUNKÓW LOTU NA DUŻYCH WYSOKOŚCIACH

Plk.doc.hablit. lek.med. Stanisław Marczewski

/Wojskowy Instytut Naukowo-Badawczy i Doświadczalny  
Medycyny Lotniczej/

We współczesnym lotnictwie zasadniczym problemem medycyny jest zabezpieczenie lotnika przed wpływem warunków lotu na dużych wysokościach.

Ustrój człowieka posiada ograniczoną zdolność przystosowania się do zmian, występujących w otaczającym środowisku w czasie lotu wysokościowego. W miarę zwiększania się wysokości ta zdolność przystosowania się ustroju człowieka staje się coraz bardziej niewystarczająca, powstają zaburzenia czynności życiowych ustroju, najpierw ograniczające jego pracę, a następnie powodujące śmierć.

Zaburzenia czynności życiowych ustroju człowieka, występujące na wysokości, są spowodowane obniżającym się wraz ze wzrostem wysokości ciśnieniem częściowym tlenu w otaczającym powietrzu oraz spadkiem ciśnienia atmosferycznego. Nasilenie zaburzeń, wywołanych niedotlenieniem ustroju na wysokości, wzrasta w miarę zwiększania się spadku ciśnienia częściowego tlenu we wdychanym powietrzu. Przy znacznym głodzie tlenowym ustroju powstają takie zaburzenia jego czynności życiowych, że doprowadzają do śmierci. W czasie wznoszenia na wysokość spadek ciśnienia atmosferycznego powoduje rozszerzanie się gazów, znajdujących się w jamach ciała, co może wywołać ból brzucha o różnej intensywności, ból ucha oraz zaburzenia akcji serca i oddychania. Jeśli spadek ciśnienia atmosferycznego będzie szybki i znaczny, to wystąpi zjawisko tzw. desaturacji tkanek, nasyconych azotem i dojdzie do wytwarzania się w tkankach ciała wolnych pęcherzyków azotu, co wywoła zespół objawów zwany chorobą dekompresyjną.

- 236 -

Ochrona lotnika przed wpływem warunków lotu na dużych wysokościach polega na zabezpieczeniu go przed niedotlenieniem, działającym szkodliwie już od mniejszych wysokości oraz na zapobieganiu występowaniu u niego objawów choroby dekompresyjnej na większych wysokościach.

W czasie lotu po przekroczeniu wysokości 4 500 m lotnik pobiera tlen do oddychania z inhalatora tlenowego w celu utrzymania takiego ciśnienia częściowego tlenu we wdychanym powietrzu, które nie wywołuje zaburzeń czynności życiowych ustroju lotnika, ograniczających jego pracę.

Obecnie są używane w lotnictwie inhalatory tlenowe, tzw. "automaty płucne", podające tlen do oddychania jedynie podczas wdechu. Do wysokości 12 000 m dostarczają one tlenu pod maskę tlenową pod ciśnieniem równym ciśnieniu otaczającego powietrza, a powyżej tej wysokości - pod ciśnieniem większym od ciśnienia otaczającego powietrza. Przejście na podawanie tlenu pod nadciśnieniem jest zautomatyzowane przez układ aneroidowy. Po przekroczeniu 12 000 m maska tlenowa staje się szczelną, a opór jej zaworu wydechowego przeważa nadciśnienie tlenu pod maską. Uszczelnienie maski tlenowej jest spowodowane rozszerzeniem się worka gumowego, nałożonego na głowę, połączonego taśmami z maską oraz węzłem gumowym z przestrzenią pod maską. W miarę rozszerzania się worka gumowego coraz mocniej maska jest przyciągana taśmami do twarzy.

Inhalatory tlenowe, podające tlen pod nadciśnieniem całkiem zaspakajają potrzebę tlenową ustroju lotnika do wysokości 10 000 m.

Na wysokościach powyżej 10 000 m do 12 000 m zabezpieczają one ustrój lotnika przed nadciśnieniem wysokościowym w takim stopniu, że stan ogólny lotnika i jego zdolność do pracy są te same jak na wysokościach 3 000 - 4000 m, jeśli on nie pobiera tlenu z inhalatora tlenowego na tych wysokościach. Po przejściu na podawanie tlenu pod nadciśnieniem te inhalatory tlenowe na wysokościach powyżej 13 000 m nie zaspakajają potrzeby tlenowej ustroju lotnika, a jedynie przez określony czas zapobiegają wystąpieniu u niego ciężkich objawów niedotlenienia wysokościowego. Podawanie tlenu pod nadciśnieniem nie chroni przed objawami choroby dekompresyjnej z bólami, wy-

- 237 -

wołanymi rozszerzaniem się gazów w jamach ciała na skutek znacznego obniżenia się ciśnienia atmosferycznego na dużych wysokościach.

Nadciśnienie oddechowe większe od 15 mm Hg utrudnia oddech i krążenie krwi w narządach klatki piersiowej. W miarę zwiększania się nadciśnienia oddechowego zaburzenia oddychania i krążenia krwi nasilają się coraz bardziej i wreszcie uniemożliwiają oddychanie pod nadciśnieniem. Tolerancję na działanie nadciśnienia oddechowego większego od 15 mm Hg można uzyskać przez zastosowanie wysokościowego ubioru kompensacyjnego.

#### Wysokościowy ubiór kompensacyjny (prototyp)

Wysokościowy ubiór kompensacyjny jest uszyty z przenikliwej nierozciągliwej tkaniny nylonowo-bawełnianej. Wzdłuż rękawów, nogawic i na bokach do jego tkaniny są przymocowane tasemkami rury gumowe. Do rur tych dopływa tlen z butli. Po napełnieniu się tlenem one się rozszerzają, co powoduje naciąganie tasemkami tkaniny ubioru. Wysokościowy ubiór kompensacyjny nie przykrywa dłoni, stóp, głowy i szyi, ma na brzuchu kieszeń, zamykaną zamkiem błyskawicznym dla zabezpieczenia tworzeniu się fałd na brzuchu w pozycji siedzącej, a na łokciach, kolanach, pod pachami, w okolicy pachwiny i kroczu ma tkaninę gumowaną, rozciągającą się w jednym kierunku dla umożliwienia dowolnych ruchów kończyn.

Wysokościowy ubiór kompensacyjny uciska ciało z siłą równoważącą nadciśnienie oddechowe w płucach. Przy zastosowaniu go uzyskuje się tolerancję na działanie nadciśnienia oddechowego 30 mm Hg i jest możliwe przebywanie na wysokości 17 700 m w ciągu 10 min przy działaniu nadciśnienia oddechowego 65 mm Hg.

Na wysokościach powyżej 18 000 m loty mogą być wykonywane przy użyciu skafandra wysokościowego.

- 238 -



Rys. 1.

- 239 -

#### Ska f a n d e r   w y s o k o ś c i o w y

Współczesny skafander wysokościowy składa się z trzech części: szczelnego hełmu, połączonego z hełmem przeciwwstrząsowym, wysokościowego ubrania kompensacyjnego i regulatora ciśnienia. W części przedniej szczelnego hełmu znajduje się płyta plexiglasowa, którą łatwo można odjąć i ponownie nałożyć. W tej płycie jest umieszczona maska tlenowa. Regulator ciśnienia utrzymuje pod szczelnym hełmem i w rurach wysokościowego ubioru kompensacyjnego ciśnienia wyższe od ciśnienia otoczenia.

Skafander wysokościowy chroni przed objawami choroby dekompresyjnej i pozwala na krótki pobyt na wysokościach do 30 000 m, ponieważ całkiem nie zapobiega występowaniu zaburzeń oddychania i krążenia krwi, spowodowanych nadciśnieniem oddechowym.

Współczesne samoloty posiadają kabiny szczelne, które skutecznie zabezpieczają lotnika przed szkodliwym wpływem warunków lotu na dużych wysokościach.

Obecnie mają zastosowanie dwa typy kabin szczelnych: kabiny wentylacyjne i regeneracyjne.

W kabinie typu wentylacyjnego sprężarka wciąga do kabiny powietrze w sposób ciągły przez filtry oczyszczające, a system zaworów utrzymuje w niej stałe nadciśnienie powietrza w stosunku do zewnętrznego środowiska w ten sposób, że nadmiar powietrza uchodzi przez odpowiednie zawory do atmosfery.

W czasie lotu na wysokościach do 3 000 m ciśnienie powietrza w kabinie typu wentylacyjnego jest to samo, co ciśnienie otaczającej atmosfery. Od wysokości 3 000 m ciśnienie w niej stopniowo zwiększa się w stosunku do ciśnienia otaczającej atmosfery i po przekroczeniu wysokości 9 000 m przy dalszym wzrastaniu wysokości lotu w kabinie utrzymuje się stale wyższe ciśnienie w granicach 0,25 - 0,3 atmosfery.

Podczas lotu w kabinie typu wentylacyjnego pobiera się tlen z inhalatora tlenowego od wysokości 9 000 m, ponieważ na tej wysokości ciśnienie powietrza w kabinie będzie to samo co na wysokości 4 000 m. Jeśli lot ma odbywać się na wysokościach do 18 000 m to trzeba nałożyć wysokościowe ubranie kompensacyjne, a powyżej 18 000 m - użyć skafandra wysokościowego.

- 240 -

W kabynie regeneracyjnej powietrze krąży przez urządzenia regeneracyjne, wchłaniające parę wodną i dwutlenek węgla. W celu uzupełnienia ubytku tlenu w powietrzu kabiny, spowodowanego oddychaniem ludzi przebywających w niej, do kabiny ciągle napływa tlen z butli. Powietrze, stale dopływające z butli do kabiny, utrzymuje w niej nadciśnienie, regulowane zaworami, odprowadzającymi nadmiar powietrza z kabiny do otaczającej ją atmosfery. Całkowita izolacja kabiny regeneracyjnej od otaczającej atmosfery umożliwia zastosowanie jej na znacznie większych wysokościach niż kabiny wentylacyjnej. Trwanie lotu w kabynie regeneracyjnej jest zależne od zapasu tlenu i powietrza w zbiornikach.

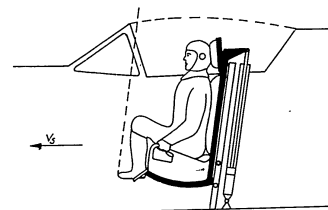
Jeśli kabina szczelna zostanie rozhermetyzowana na dużych wysokościach, to lotnik znajdujący się w niej ulegnie działaniu nagłej dekompresji. Szkodliwość nagłej dekompresji dla ustroju lotnika zależy od długości jej czasu, uwarunkowanego różnicą ciśnień pomiędzyabiną i otoczeniem oraz różnicą pojemności kabiny i wielkości otworu, przez który następuje wyrównanie ciśnień. Im dłuższy jest czas nagłej dekompresji, tym mniej szkodliwie ona działa na ustrój lotnika. Ze względu na to konstrukcja kabiny szczelnej powinna być taka, aby w razie jej rozhermetyzowania czas wyrównania ciśnień był jak najdłuższy.

Zupełnie bezpieczne opuszczenie kabiny samolotu przy prędkościach powyżej 400 km/godz jest możliwe jedynie przez katapultowanie fotela z kabiny razem z siedzącym w nim lotnikiem.

Urządzenie katapultowe składa się z fotela, prowadnic i mechanizmu wyrzucającego. Fotel ma podpórkę dla głowy, podnóżki i poręcze. Do oparcia fotela są przymocowane dwie pary rolek, ślizgających się po dwu prowadnikach, obsadzonych na wręgach kadłuba samolotu. Mechanizm wyrzucający składa się z cylindra i tłoka. Cylinder jest przymocowany swym dolnym końcem do kadłuba samolotu, a tłok - złączony swym górnym końcem z oparciem fotela. Z cylindra tłok wyrzucają gazy prochowe, wytworzone wybuchem ładunku prochowego, umieszczonego w cylindrze lub sprężone powietrze, doprowadzone do cylindra ze zbiornika, zawierającego powietrze sprężone do 100 - 150 atmos-

- 241 -

fer. Tłok ciągnie fotel razem z siedzącym w nim lotnikiem pozaabinę w górę lub w dół w zależności od tego, w jakim kierunku jest dokonywane katapultowanie. Po opuszczeniu kabiny fotel zatacza parabolę i po upływie 1-3 sek od chwili katapultowania odłącza się od lotnika (rys.2). Po oddzieleniu się fotela lotnik po 2-3 sekundach może otworzyć spadochron. Otwieranie spadochronu jest zazwyczaj zautomatyzowane w celu zwiększenia bezpieczeństwa.



Rys. 2

W czasie katapultowania najpierw lotnik zrzuca osłonę kabiny przez otwarcie dźwigni zabezpieczającej, następnie przyciska głowę do oparcia, napręża mięśnie rąk, nóg i tułowia, wykonywuje głęboki wdech, zatrzymuje powietrze w płucach, zamyka usta i oczy i naciska dźwignię spustu. Wtedy natychmiast wybucha ładunek prochowy lub dopływa do cylindra powietrze sprężone do 100 - 150 atmosfer i fotel razem z siedzącym w nim lotnikiem zostaje wyrzucony na zewnątrz kabiny.

Urządzenie katapultowe mające zasłonę lotnik uruchamia naciągając tę zasłonę na twarz, co najpierw powoduje opadnięcie osłony kabiny, a następnie katapultowanie. Podczas katapultowania zasłona chroni twarz lotnika przed szkodliwym działaniem strumienia powietrza o prędkości ponad 800 km/godz.

Na początku katapultowania podczas ruchu fotela wzdłuż prowadnic na ustrój lotnika działa przyspieszenie dodatnie 18-20 g w czasie od 0,1 do 0,2 sekundy. To przyspieszenie jest dobrze znoszone przez lotnika, jeśli on przed rozpoczęciem katapultowania ustawił nogi na podnóżkach, rękami uchwycił poręcze, plecy i głowę przycisnął do oparcia fotela i naciął pasy przytrzymujące. Nieodpowiednie usadowienie się lotnika w fotelu przed katapultowaniem lub nieprze-

- 242 -

diowe założenie pasów przytrzymujących spowoduje na początku ruchu fotela przygięcie głowy lotnika ku przodowi i do dołu oraz uszkodzenie jego kręgosłupa na skutek działania na kręgosłup przyspieszenia dodatniego pod kątem prostym.

Gdy podczas katapultowania fotel opuści kabinę, wówczas jego poziomą szybkość hamuje opór powietrza, a jego ruch w górę - działanie siły ciężkości fotela, skierowanej w dół.

W czasie hamowania szybkości poziomej fotela i jego ruchu w górę na ustrój lotnika działają jednocześnie: przyspieszenie poprzeczne w kierunku plecy - brzuch i przyspieszenie ujemne w kierunku nogi - głowa. Działanie tych przyspieszeń sumuje się i powstaje wypadkowe przyspieszenie o kierunku zbliżonym do osi strzałkowej ciała, dobrze znoszone przez lotnika.

Bezpieczne katapultowanie za pomocą obecnie stosowanych urządzeń katapultowych jest możliwe na niewielkich wysokościach przy prędkościach lotu do 800 km/godz, a na dużych wysokościach - przy prędkości lotu nie przekraczającej 900 km/godz.

Katapultowanie przy prędkości lotu przekraczającej 900 km/godz nie jest całkowicie bezpieczne, ponieważ przy takiej prędkości lotu istnieje możliwość zderzenia się fotela z usterzeniem samolotu. Temu można zapobiec przez zwiększenie ciężaru fotela, nadanie mu kształtu bardziej aerodynamicznego, zastosowanie teleskopowych mechanizmów wyrzucających oraz przez zwiększenie ładunków prochowych. Te ulepszenia umożliwiają bezpieczne katapultowanie przy prędkościach lotu do dwukrotności powyżej 900 km/godz.

Podczas awarii przy prędkościach ponaddwukrotności ma zastosowanie kabina, oddzielająca się od samolotu w czasie lotu. Po oddzieleniu się kabiny od samolotu otwiera się jej spadochron, który zmniejsza prędkość opadania kabiny o tyle, że lotnik może się w niej katapultować.

- 243 -

## FIZJOLOGIA LOTU W PRZESTRZENI

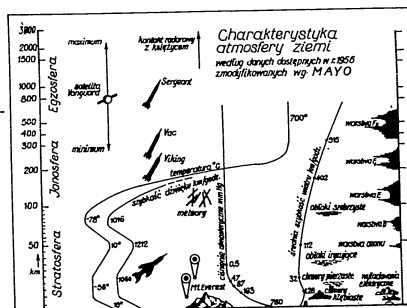
lek.med. Andrzej Ogiński

/Zakład Fizjologii Akademii Medycznej w Krakowie/

Mimo osiągnięcia przez rakiety wielostopniowe wysokości ponad 1000 km, loty z udziałem człowieka odbywają się nadal w niższych warstwach ziemskiej atmosfery, wprawdzie coraz wyżej i z coraz większą szybkością. Z chwilą uzyskania szybkości orbitalnej wejdą one w stadium lotów w przestrzeni okołoplanetarniej, w którym występują już warunki całkowitej utraty ciężkości. Dalszy etap rozwoju, to podróż międzyplanetarna, dająca się urzeczywistnić po osiągnięciu szybkości ucieczki.

W chwili obecnej, jakkolwiek wysokości uzyskiwane przez człowieka są stosunkowo nieznaczne (ok. 40 km), z fizjologicznego punktu widzenia możemy mówić o stadium przejściowym, mianowicie o lotach atmosferycznych w warunkach częściowo równoważnych przestrzeni. Okazuje się bowiem, że meteorologiczne i astrofizyczne granice atmosfery (tj. ok. 1000 km) nie pokrywają się zupełnie z jej granicami funkcjonalnymi, które są o wiele bliższe.

Hubertus Strughold, kier. Oddziału Medycyny Przestrzeni Wojsk. Akad. Lotniczej w Randolph Field (Texas) wprowadza pojęcie



Rys. 1

- 244 -

"statycznej i dynamicznej równowagi przestrzeni" (space equivalence), pod którym rozumie warunki fizjologiczne w obrębie atmosfery równoznaczne z panującymi w przestrzeni międzyplanetarnej. Najniższej, bo już na wysokości ok. 15 km, występują one dla tlenu.

Tlen jest jednym z najważniejszych biologicznie składników naszej atmosfery, gdyż organizm ludzki nie potrafi go magazynować. Nagłe znalezienie się powyżej krytycznego pułapu wysokości, podobnie jak w doświadczeniach z nagłą dekompresją, powoduje utratę przytomności. Czas upływający od momentu dekompresji do chwili utraty przytomności nazywa Armstrong "okresem użytecznej świadomości". Wynosi on ok. 3 min na wysokości 8 km i stale się skraca osiągając minimum ok. 15 sek na wysokości 15 km, powyżej której nie ulega już zmianom tak długo, póki tylko brak tlenu gra wyłączną rolę. Oddychanie czystym tlenem nie daje tu żadnego efektu, gdyż przyczyną anoksji jest zrównanie na wysokości 15 km ciśnienia atmosferycznego (87 mm Hg) z sumą ciśnień parcjalnych dwutlenku węgla (40 mm Hg) i pary wodnej (47 mm Hg) w powietrzu pęcherzyków płucnych. Biorąc więc pod uwagę tlen - powyżej 15 km sytuacja fizjologiczna jest taka sama jak w wolnej przestrzeni międzyplanetarnej.

Nieco wyżej, wg Strugholda począwszy od 19,2 km, rozpoczynają się warunki równowagi przestrzeni pod względem ciśnienia atmosferycznego, które na wysokości tej wynosi 47 mm Hg. Przy tak niskim ciśnieniu dochodzić ma w temperaturze ciała ludzkiego do wrzenia wody ustrojowej, która stanowi ok. 60% wagowych organizmu żywego. Ostatnio Ward z RAFP uważa, że wysokość, na której dochodzi do waporyzacji płynów ustrojowych, zależy jeszcze od wielu zmiennych czynników i proponuje nowe określenie: "ebulizm", nie sugerujące związku z gorącym towarzyszącym zwykle wrzeniu wody.

Trzecia z kolei równowaga przestrzeni odnosi się do hermetyzacji. Powyżej 24 km kabina samolotu musi być już szczelnie zamknięta tak samo jak w przestrzeni kosmicznej. Stosowana dotychczas metoda stłaczania powietrza pochodzącego z zewnątrz jest już niemożliwa ze względów technicznych - związanych z ciężarem i objętością kompresorów tłoczących powietrze 25-krotnie rzadsze niż na poziomie morza, termodynamicz-

- 245 -

nych - towarzysząca kompresji temperatura wewnątrz kabiny sięgałaby 200°C oraz toksykologicznych - w związku z dużą już na tej wysokości zawartością ozonu, którego dalsze zagęszczenie mogłoby być szkodliwe dla zdrowia. Krótkotrwałą izolację pojedynczych osób osiągnąć można również za pomocą skafandrów, pozwalających na utrzymanie wewnątrz ciśnienia na stałym poziomie.

Podobnie, choć mniej ściśle fizjologicznie, określone są wysokości równowagi przestrzeni pod względem występowania pierwotnego promieniowania kosmicznego - 40 km, natężenia promieniowania pozafioletowego - 45 km, niebezpieczeństwo kolizji z meteorami - 120 km, rozproszenia światła umożliwiające widzialność - 160 km, wreszcie dynamiczne warunki równowagi zerowej grawitacji - na 200 km.

#### Z a g a d n i e n i a h e r m e t y z a c j i

Izolowana od otaczającej przestrzeni kabina hermetyczna stanowi zamknięty system ekologiczny wymagający właściwego rozwiązania zaopatrzenia w tlen, regulacji składu powietrza oddechowego, ciśnienia i temperatury. W pewnej mierze korzysta się tu z doświadczenia nabytego w łodziach podwodnych, batyskafach i gondolach balonów stratosferycznych.

Godzinne zużycie tlenu wynosi średnio 30-40 l, skąd ocenia się (Diringshofen) zapas dobowy dla 1 człowieka na 10 l tlenu pod ciśnieniem 150 atm lub 1,5 l w postaci płynnej.

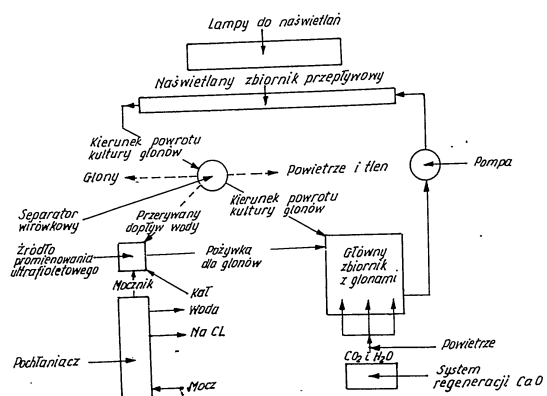
Produkty przemiany materii, jak dwutlenek węgla, para wodna oraz inne fizjologiczne excreta, jak metan, siarkowodor, indol, skatol itp. normalnie nigdy nie osiągają w powietrzu oddechowym stężeń toksycznych. Może to jednak nastąpić w zamkniętej szczelnie kabine, specjalnie jeśli chodzi o CO<sub>2</sub>, który w stężeniu 6-7% jest niebezpieczny już w zwykłych warunkach, a tym bardziej w ciśnieniu obniżonym.

Skład powietrza wewnątrz rakiety może być regulowany metodami fizycznymi, chemicznymi i biologicznymi. Pierwsze z nich polegają na użyciu filtrów, wentylowaniu lub na ochładzaniu i skraplaniu; wymagają obszernej aparatury i dużego wydatku energii. Metody chemiczne opierają się na zasadzie pochłaniania CO<sub>2</sub> i H<sub>2</sub>O przez metale alkaliczne, jak Li, Ca,

- 246 -

czy Na. Wadą ich jest ograniczony stopień nasycenia pochlaniaczy; ze względu na swoją prostotę mogą być jednak stosowane przy krótkotrwałej hermetyzacji. Teoretycznie jest możliwe użycie systemu enzymatycznego, polegającego na zastosowaniu anhidrazy karbonowej, wiążącej  $\text{CO}_2$  i  $\text{H}_2\text{O}$  na kwas węglowy i usuwaniu tegoż do otoczenia. Inny sposób regeneracji powietrza oddechowego przewiduje wykorzystanie reakcji fotosyntezy do tego celu. Prace Meyersa (USA) oraz Bowmana (Anglia) wskazują na użycie glonów, które nie tylko mogą w ten sposób dostarczać niezbędnego do oddychania tlenu, usuwać wydzielony  $\text{CO}_2$ , ale również służyć jako pożywienie zawierające białka i tłuszcze, a nawet niektóre witaminy i hormony. Glony (rodzaju *Chlorella*) do syntezy organicznej wykorzystywać mogą azot zawarty w kale i moczu i czerpać stąd również sole mineralne. Niezbędna dla tych procesów oraz dla fotosyntezy woda regenerowana jest chemicznie z wydaliny, głównie z moczu i pary wodnej.

Przy lotach załogi 5-osobowej, trwających ponad 5 miesięcy ciężar instalacji zapewniających tą drogą pożywienie i regenerację powietrza wynosi na 1 człowieka 1,8 kg na dobę. Porównad



Rys. 2

- 247 -

ją można z odpowiednią wartością 2,6 kg w lotach krótkotrwałych, w których bardziej celowe jest użycie pożywienia odwodnionego, ciekłego tlenu i chemicznych pochlaniaczy  $\text{CO}_2$ .

Zagadnienia odżywiania w hermetycznie zamkniętej kabine wymagają jeszcze dalszego opracowania.

Sprawdzenia doświadczalne oczekuje między innymi koncepcja fizjologa amerykańskiego Dilla z uniw. Harvard w Bostonie, który zakłada, że po kilkutygodniowym przekarmianiu można przez pewien czas uzupełniać zapotrzebowanie kaloryczne ustroju tylko niewielkimi ilościami węglowodanów.

Szerokim i dość skomplikowanym zagadnieniem związanym z hermetyzacją jest regulacja temperatury wnętrza rakiety, która wystrzelona z Ziemi przelatuje kolejno obszary spadku ciepłoty do  $-56^\circ\text{C}$  (w którym pomimo to znajduje się tzw. bariera ciepła, powstająca wskutek tarcia powietrza), następnie podwyższenia do  $10^\circ$ , ponownie spadku do  $-80^\circ$  i ostatecznego wzrostu, który utrzuca się powyżej 200 km na  $700^\circ\text{C}$ . Wynika z tego konieczność ochrony załogi zarówno przed przegrzaniem jak i przed przeziębieniem; służyć ma do tego celu między innymi system pozwalający na odbijanie i pochłanianie ciepła.

W warunkach próżni międzyplanetarnej utrzymywanie ciśnienia atmosferycznego, odpowiadającego poziomowi morza, powodowałoby wywieranie na wewnętrzną powłokę kabiny parcia wartości ponad 1 atm, co nakazywałoby budowanie jej z materiału dużej wytrzymałości, a zarazem i ciężaru. Ze względów technicznych i ekonomicznych przewiduje się więc, że załoga statku przestrzennego musi być zaaklimatyzowana do możliwie niskiego ciśnienia. Prawdopodobnie najniższe znoszone bezpiecznie ciśnienie przy oddychaniu czystym tlenem wynosi ok. 200 mm Hg (odpowiada to wysokości ok. 10 km); wtedy ciśnienie wywierane na ściany kabiny stanowi tylko ok. 1/3 atm. Z drugiej strony, przy dłuższym oddychaniu czystym tlenem jego ciśnienie nie może przekroczyć 400 mm Hg ze względu na niebezpieczeństwo zatrucia. Badanie reakcji organizmu w obniżonym ciśnieniu prowadzone są od dawna i obecnie zyskują na znaczeniu.

- 248 -

## P r o m i e n i o w a n i e

Ostatnio w badaniach fizjologicznego środowiska człowieka w przestrzeni przypisuje się wielkie znaczenie zagadnieniom promieniowania, a zwłaszcza promieniowania kosmicznego. Słoneczne promienie pozafiołkowe, które normalnie absorbowane są przez atmosferę ziemską, mimo że poza nią w przestrzeni same w sobie przedstawiają pewne niebezpieczeństwo dla organizmu, nie odgrywają większej roli, gdyż z łatwością mogą być zatrzymane przez stosunkowo ciekłą warstwę metalu. Daleko bardziej przenikliwe natomiast promieniowanie kosmiczne przedstawia pewne niebezpieczeństwo dla żywej tkanki. Według obserwacji fizyków (Van Allen, Singer, Kaplan, Kallman i in.) pierwotne promieniowanie kosmiczne składa się z 80% protonów, 19% cząsteczek alfa i małej ilości ciężkich jąder, przede wszystkim C, N, O, Mg, Ca i Fe o liczbie atomowej od 6 do 26, szczególnie niebezpiecznych dla żywego ustroju.

W działaniu fizycznym pierwotnego promieniowania kosmicznego na materię organiczną wyróżnia ostatnio Singer z Maryland efekt jądrowy i efekt atomowy. Pierwszy, występujący o wiele rzadziej, polega na doprowadzeniu do transmutacji jądrowej, przy czym jest on trwały (raz rozbite jądro pozostaje takim na zawsze) i ulega kumulacji, co jest ważne z punktu widzenia biologicznego. Jak dotąd, brak jeszcze doświadczeń przeprowadzonych pod tym kątem widzenia. Daleko ważniejszy jest efekt atomowy, który polega na wytrąceniu jednego z elektronów trójfionowego atomu (jonizacja) lub na przesunięciu elektronu z orbity niższej na wyższą (ekscytacja). Specjalnie ważny dla biologii jest efekt atomowy wywołany przez ciężkie składowe pierwotnego promieniowania kosmicznego. Wywołują one jonizację gęstą na tyle, że spowodować może zaburzenia biologicznej funkcji komórki.

Zagadnienie to jest tematem wielu prac naukowych zarówno teoretycznych (Schäfer, Shepherd) jak i doświadczalnych (Simons, Chase, Eugster i in.). Te ostatnie dokonywane są za pomocą balonów unoszących odpowiednio przygotowany materiał doświadczalny w postaci zwierząt laboratoryjnych, hodowli tkan-

- 249 -

kowych, nasion itp. na wysokości powyżej 30 km, gdzie ekspozowane są przez 8 do 28 godzin na działanie pierwotnego promieniowania kosmicznego. Ponieważ na występowanie ciężkich jąder ma duży wpływ szerokość geomagnetyczna, balony wysyłane są z szerokości powyżej 55°, zwykle północnej.

Na VII Międzynarodowym Kongresie Astronautycznym w Rzymie (IX.1956) dr David Simons przedstawił referat ilustrowany filmem, omawiającym metodykę i wyniki 5-letnich badań dokonywanych w Oddziale Biologii Przestrzeni Lotniczo-Medycznego Ośrodka Badawczego Holloman na pustyni Alamogordo w stanie Nowy Meksyk.

Jak dotychczas, mimo raczej optymistycznych wyników badań fizyków i biologów nad niebezpieczeństwem lotów krótkotrwałych, nie można nawet w przybliżeniu ocenić wielkości ryzyka dłuższej ekspozycji człowieka na pierwotne promieniowanie kosmiczne.

## P r z y s p i e s z e n i a

Dalszy dział fizjologii przestrzeni stanowi zagadnienie przyspieszeń występujących w czasie startu, zmiany kierunku lotu, czy lądowania rakiety.

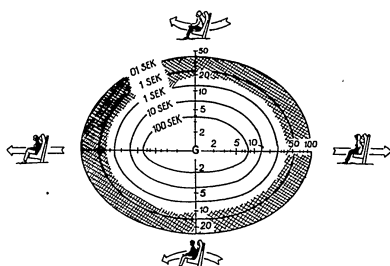
Przyspieszenia różnicowane na liniowe, dośrodkowe i kątowe wywołują siły bezwładności, które działają na ustrój ludzki w zależności od wielkości przyspieszenia, czasu jego trwania i od kierunku działania.

W związku z ostatnim przyjęto nazwy: przyspieszenie pozytywne, dla działającego w kierunku głowa - nogi, negatywne - w kierunku nogi - głowa oraz poprzeczne działające poprzecznie do osi ciała w kierunku przód - tył i tył - przód oraz w kierunku bocznym.

Dzięki temu, że problem przyspieszeń występuje w nowoczesnym lotnictwie, jest on szczególnie badany już ponad 20 lat. W warunkach doświadczalnych wpływ przyspieszeń na organizm badano posługując się wirówkami o długim ramieniu. I tak np. skonstruowano w USA wirówki o promieniu 30 m, w których można przez zamontowanie kardanowe małej barokamery obserwować równoczesne działanie przyspieszenia i obniżonego ciśnienia atmosferycznego w różnych pozycjach ciała badanego.



- 250 -



Rys. 3 Kierunki działania przyspieszeń

użycie silników rakietowych, a więc pojazdu poruszającego się po torze długości kilku km, napędzanego silnikami rakietowymi. Tą drogą można uzyskać przyspieszenia przekraczające 100 g.

W doświadczeniach na ludziach i zwierzętach stwierdzono, że najgorzej znoszone są przyspieszenia ujemne (nogi-głowa), bo następuje dość szybko przekrwienie głowy, wywołujące zjawisko tzw. "czerwonej" zasłony i rozsadzający ból głowy. Lepiej znosi organizm przyspieszenia dodatnie; tutaj po pewnym czasie krew przemieszcza się do jamy brzusznej i dolnych kończyn dając wrażenie "szarej" a potem "czarnej" zasłony wskutek niedokrwienia siatkówki, a następnie utratę przytomności wskutek niedokrwienia mózgu. Najdłużej może człowiek wytrzymać przyspieszenia działające poprzecznie, np. 8 g w ciągu 1,5 minuty.

Zwiększenie tolerancji uzyskać można dodatkowo przez ułożenie ciała pod odpowiednim kątem, zgięcie nóg w stawach biodrowych, amortyzację foteli oraz zastosowanie specjalnych skafandrów, tzw. "antig suits", uwzględniających obwodową dynamikę żylną (kostium do masażu leczniczego - Gauer). Na ostatnim Międzynarodowym Kongresie Fizjologów w Brukseli (VII.1956), na posiedzeniu sesji grawitacyjnej podkreślono duże znaczenie mechanizmów adaptacji sercowo-naczyniowej.

Porównanie efektów przyspieszenia występującego w locie oraz uzyskanego na wirówkach wykazało, że tolerancja w czasie lotu jest nieco większa, prawdopodobnie ze względu na odmienny wpływ psychologiczny tej sytuacji (Lambert).

Innym sposobem wywoływania dużych przyspieszeń jest

- 251 -

W astronautyce wielkość zastosowanego przyspieszenia wiąże się ściśle ze stosunkiem mas rakiety. Najekonomicznym rozwiązaniem jest użycie dużego przyspieszenia w przeciągu krótkiego czasu. Skoro Wernher von Braun, a ostatnio Preston-Thomas i inni podają jako górną granicę 9 g w czasie startu, a znacznie mniej przy lądowaniu, można przypuszczać, że wydoświadczenie się w rakiecie poza zasięg działania siły grawitacyjnej Ziemi z punktu widzenia fizjologicznego będzie w przyszłości realne.

#### Nieważkość

Odwrotnym do przyspieszenia i wywołanego nim przeciążenia jest stan częściowej lub całkowitej utraty ciężaru i jej wpływ na ustrój ludzki. Zjawisko to może występować jako statyczne lub dynamiczne. W pierwszym przypadku o wielkości ciężaru decyduje odległość od środka Ziemi, ze zwiększaniem której maleje siła grawitacyjna odwrotnie do kwadratu odległości. W drugim - kiedy założeniem jest ruch, stan utraty ciężaru może wystąpić na dowolnej wysokości, jeśli tylko siła odśrodkowa lub siły bezwładności zrównoważą siłę przyciągania ziemskiego; sytuacja taka zachodzi w czasie swobodnego spadania na pewnym odcinku lotu parabolicznego lub wreszcie na sztucznym satelicie, czy w czasie lotu rakiety z szybkością ucieczki.

Stan psychologiczny, powstający w takich warunkach, nazwany został nieważkością i stał się tematem wielu prac naukowych, w większości teoretycznych ze względu na trudności doświadczalnego jej odtwarzania. Doświadczenia na zwierzętach pozwalają na uzyskiwanie kilkuminutowego okresu nieważkości przez wystrzelenie rakiet, najczęściej typu Aerobee, których głowica zawiera w hermetycznym, klimatyzowanym zbiorniku materiał doświadczalny (małpy, myszy i in.) oraz aparaturę telemetryczną. Po osiągnięciu wysokości kilkudziesięciu kilometrów powraca ona na ziemię za pomocą spadochronów. W pewnej fazie lotu takiej rakiety ustala się prędkość, znika przyspieszenie, siły bezwładności równoważą siłę grawitacyjną i zanim dojdzie do rozpoczęcia spadania wobec oporu atmosfery - powstają warunki bezważkości. Posługując się tą metodą Henry, Ballinger, Maher i Simons na 7 narkotyzowanych małpach, u których w czasie nie-

- 252 -

ważkości rejestrowane było tętno, oddech, ciśnienie tętnicze i żyłne oraz prądy czynnościowe serca (EKG) nie stwierdził zaburzeń krążenia ani oddychania w okresie nieważkości.

Doświadczenia na ludziach przeprowadzali Beckh w Buenos Aires oraz Geratewohl i inni. W czasie lotów nurkowych oraz parabolicznych uzyskiwano warunki utraty ciężaru przez okres 10-15 sek. W tym czasie badano koordynację wzrokowo-ruchową za pomocą testów celowniczych, a po przeprowadzonym locie każdorazowo notowano subiektywne wrażenia pilotów i ochotników. Warunki częściowej utraty ciężaru osiągnęli w Rzymie Lomonaco, Strollo i Fabris (Ref. na VII Kongr. IAF) na okres 1 - 1,7 sekundy u badanych, którzy przebywali w kabinie windowanej szybko w górę i opuszczanej w dół z wieży wysokości 14 m.

Rozważając teoretycznie reakcje ustrojowe w warunkach utraty ciężaru i biorąc pod uwagę wyniki uzyskane na zwierzętach - większość autorów nie przypuszcza występowania poważnych zaburzeń krążenia, oddychania ani trawienia. Bardziej skomplikowane jest zagadnienie orientacji przestrzennej. W warunkach fizjologicznych jest ona utrzymana dzięki współdziałaniu wzroku, aparatu przedsionkowego ucha wewnętrznego oraz organów kinestetycznych. Najważniejszy dla utrzymania równowagi narząd przedsionkowy składa się jakby z 2 systemów: kanałów półkolistych, nastawionych na rejestrację ruchów kątowych i otolitowego, nastawionego na ruchy prostoliniowe i pionowe. Ze strony kanałów półkolistych nie należy spodziewać się większych zaburzeń, gdyż funkcja ich zależy od bezwładności endolimy, a nie od jej ciężaru. Trzeba natomiast liczyć się z nienormalnym działaniem opartego na grawitacji systemu otolitowego, objawiającym się wrażeniem dezorientacji w przestrzeni oraz zaburzeniami odruchowo-vegetatywnymi z układu pokarmowego (nudności, wymioty), wazomotorycznymi (zaburzenia gry naczyniowej), czy oddechowymi. Częściowo można ich uniknąć przy pomocy kontroli wzrokowej i treningu; z drugiej strony wiadomo, że występują one daleko słabiej u osobników ze zmniejszoną pobudliwością aparatu przedsionkowego. Berg oraz Northington rozważają możliwość zapobiegania wrażeniom dezorientacji przez zastosowanie streptomycyny, działającej toksycznie na nerw przedsionkowy.

- 253 -

Czucie skórne, mięśniowe i głębokie umożliwia kontrolę ruchów kończyn za pomocą mechanoreceptorów w skórze, mięśniach i tkance łącznej. Dwa pierwsze, tj. ciała Meissnera oraz wrzecionka mięśniowe nazwać można grawioreceptorami, ponieważ siła grawitacyjna jest dla nich bodźcem adekwatnym. Trzecie, tj. rozproszone w tkankach ciała Vater-Paciniego wrażliwe są nie na ciężar, ale na rozciągnięcie tkanki, dzięki czemu miałyby wg Strugholda po adaptacji kompensować utratę czucia mięśniowego i powierzchniowego w warunkach beżważkości. Zagadnienie funkcji grawi- i mechanoreceptorów w stanie utraty ciężaru jest obecnie szeroko dyskutowane.

Wrażenia subiektywne u 16 badanych osobników z krótkotrwałego (30 sek) okresu beżważkości w czasie lotów nurkowych i parabolicznych zebrał S.J. Geratewohl z Randolph Air Force Base. Przedstawił je na VII Kongresie I.A.F. wyświetlając po referacie kolorowy film, zawierający autentyczne sceny z chwil nieważkości. Większość badanych określiła stan ten jako przyjemny, mniejsza część odczuwała obojętne sensacje ruchowe, np. uczucie padania; w trzeciej, najmniejszej grupie wystąpiły objawy psychosomatyczne kinetozy (nudności, wymioty, uczucie zmęczenia itp.). Geratewohl stwierdza więc duże różnice indywidualne w znoszeniu beżważkości i w adaptacji do tego stanu oraz uważa, że dobór odpowiednich osobników odgrywać będzie dużą rolę w realizacji lotów w warunkach zerowej grawitacji. Dotychczasowe fakty nie wskazują na bezwzględną konieczność stosowania "sztucznej grawitacji" pomysłu Ciolkowskiego i Ganswidta.

Oprócz działania bezpośredniego na organizm nieważność może wpływać również pośrednio na szereg czynności fizjologicznych, jak regulacja temperatury, oddychania, wydalenia itd. Np. wskutek braku konwekcji ciepło wypromieniowane przez człowieka, przy braku wentylacji mogłoby spowodować śmiertelne nawet przegrzanie, podobnie jak wydychany  $\text{CO}_2$  gromadzący się wokół górnych dróg oddechowych mógłby doprowadzić do uduszenia się człowieka we własnym powietrzu oddechowym.

Dotychczas wiadome są z grubsza skutki nieważkości krótkotrwałej, rzędu sekund lub kilku minut. Dopiero wyniki obserwacji na sztucznych satelitach pozwolą ocenić, czy stan ten

- 254 -

przedstawia poważny problem medycyny, czy jedynie interesującą sytuację psychofizjologiczną.

Przedstawiając najważniejsze problemy fizjologiczne związane z lotem w przestrzeni kosmicznej lub w warunkach jej odpowiadających, nie poruszano wielu zagadnień natury raczej ogólnobio-logicznej, jak np. możliwości istnienia i podtrzymywania życia na innych ciałach niebieskich oraz całej grupy zagadnień psychofizjologicznych, wynikających ze znalezienia się człowieka w zupełnie nowym dla niego ośrodku w przestrzeni.

W roku bieżącym przypada 50 rocznica ukazania się pierwszej od czasu wynalezienia samolotu pracy naukowej z zakresu medycyny lotniczej. Można więc r. 1907 uważać za datę powstania tej nauki, z której z kolei przed 9 laty wyodrębniła się medycyna przestrzeni. Ta ostatnia nie nadąza jeszcze całkowicie za nieustannym postępem techniki, ma jednak do spełnienia cel zasadniczy: zanim bowiem inżynier astronauta przystąpi do ostatecznego opracowania konstrukcji rakiety unoszącej załogę ludzką, reakcje i zachowanie się człowieka w przestrzeni muszą być szczegółowo poznane.

#### L i t e r a t u r a

1. Armstrong H.G. - Principles and Practice of Aviation Medicine, Williams and Wilkins, Baltimore, 1952.
2. Armstrong C.R. - Space Physiology  
J.Brit.Interplan.Soc. 12, 4, 172, 1953.
3. Armstrong H. Haber H. a. G.Strughold - Aero medical problems of Space Travel.  
J.Aviat.Med. 20, 6, 383, 1949.
4. Assmann D. - Die Wetterföhligkeit des Menschen,  
G.Fischer, Jena, 1956.
5. Ballinger E.R. - Human experiments in Subgravity.  
J.Av.Med. 23, 4, 319, 1952.
6. Bałachowski I.S., Matkij - Biologiczskie problemy międzplanetarnych polotów.  
Priroda 8, 15, 1956.

- 255 -

7. Beck H.J.A. - Experiments with animals und human subjects under sub end zero-gravity conditions during the dive and parabolic flight.  
J.Av.Med. 25, 3, 235, 1954.
8. - Gravity changes in aircraft and ships.  
J.Brit.Interplan.Soc. 15, 2, 73, 1956.
9. Backman E.L. a.H.L. Ratcliffe - A post-mortem study of Rhesus monkeys at intervals after single or repeated exposure to negative acceleration.  
J.Av.Me. 27,3, 117, 1956.
10. Berg K. - The toxic effect of streptomycin on the eight cranial nerve.  
Ann.Otol.Rhin.Laryng. June, 1949.
11. Beyer, D.H. a S.B. Sells - Selection and training of personnel for Space flight.  
J.Av.Med. 28,1, 1, 1957.
12. Bilski R., Bugajski J. i Ogiński A. - Zagadnienia biologiczne na VII międzynarodowym kongresie astronautycznym w Rzymie.  
Biul.Inform.Oddz.Śl.i Krak. PTA, 5,17, 1956/7.
13. Bowman N.J. - The food and atmosphere control problem in space vessel, Part I, Chemical purification of Air.  
J.Brit.Interplan.Soc. 12,3, 118, 1953.
14. Bowman N.J. - The food and atmosphere control problem in space vessel, Part II, The use of Algae for food and atmosphere control.  
J.Brit.Interplan.Soc. 12,4, 159, 1953.
15. Bowman N.J. a.J.B.S. Haldane - Clearing the air.  
J.Brit.Interplan.Soc. 14,5, 291, 1955.
16. Braun W. - Space-flight problems.  
Laubscher Co, Biel-Bienne, 1954.
17. Brown J. - Man in space.  
Flight, 68, 2430, 259, 1955.
18. Brown J.A.M.Lechner - Acceleration and human performance.  
J.Av.Med. 27, 1,32, 1956.

- 256 -

19. Burgess E. - Frontier to space.  
Chapman & Hall, London, 1955.
20. - U progu przestrzeni międzyplanetarnej.  
PWT, Warszawa, 1957.
21. Buttner K. - Temperature of a space satellite and  
human heat and water balance in it.  
Anstr.of.sc.pap.pesented at Meet.of the  
AMA in Chicago, 1956. J.Av.Med., 27, 2,  
157, 1956.
22. Campbell P.A. - Flights beyond the atmosphere from me-  
dical point of view.  
J.A.M.A. 150, 1,3, 1952.
23. Chase H.B. - Cutaneous effects of primary cosmic  
radiation.  
J.Av.Med. 25, 4,388, 1954.
24. Chase H.B. a.J.S.Post - Damage and repair in mammalian  
tissues exposed to cosmic ray heavy  
nuclei.  
J.Av.Med. 27, 6,533, 1956.
25. Christie R.V. a.A.L. Loomies - The pressure of aqueous  
vapour in the alveolar air.  
J.Physiol. 77, 35, 1933.
26. Cleaver A.V. - Progress with Vanguard.  
Spaceflight, 1, 2,47, 1957.
27. Crosbie R.J. - Directional control of acceleration  
forces in centrifuge by system of gim-  
bals.  
J.Av.Med. 27, 6,505, 1956.
28. Diringshofen H. - Medizinische Probleme der Raumfahrt.  
R.Oldenbourg, München, 1952.
29. Dorotín A.N. - Kosmicheskiye kuczí.  
Moskwa, 1954.
30. Dorman P.J. a.P.W. Lewton - Effect on tolerance of partial  
supination combinend with the antig  
suit.  
J.Av.Med. 27, 6,490, 1956.

- 257 -

31. Duane T.D., E.L. Ziegler a.H.H.Hunter - Some observations  
on human tolerance in accelerative stress.  
III. Human studies of fifteen transverse g.  
J.Av.Med. 26, 4,298, 1955.
32. Bugster J. - Methods for demonstrating the biological  
effective of cosmic radiation at high  
altitudes.  
J.Av.Med. 24, 222, 1953.
33. - Über den Nachweis von schweren Primären  
der kosmischen Strahlung mittels einer  
Farbstoffmethode.  
Astronautica Acta, 1, 57, 1955.
34. Fenno R.M. - Man's milieu in space.  
J.Av.Med. 25, 6,612, 1954.
35. Fezenkow B.G. - Problemy astronawtiki.  
Priroda, 6, 11, 1955.
36. Gaspa P. - Problemes physiologiques poses par  
l'astronautique.  
Rev.path.gen.et.comp. 53, 653,1485, 1953.
37. Gauer O.H. - Significance to cardiovascular research  
of centrifuge studies of the effects of  
gravity.  
XX Intern.Physiol.Congr.Brussels, 1956,  
Communications, p, 1027.
38. Gatland K.W. - The Vanguard Project.  
Spaceflight, 1, 15, 1956.
39. Geratewohl S.J. - Die Psychologie des Menschen im Flugzeug.  
J.A. Barth, München, 1954.
40. - Human tolerance to weightlessness.  
XX Intern.Physiol.Congr.Brussels, 1956,  
Communications p. 1032.
41. - Personal experiences during short period  
of weightlessness reported by sixteen  
subjects.  
Referat na VII Międz.Kongr.Astronaut.  
Rzym, 1956.
42. Geratewohl S.J., H.Strughold a.H.D. Stallings - Sensomotor  
performance during weightlessness.  
J.Av.Med. 28, 1,7, 1957.

- 258 -

43. Grant L.J. - The atmosphere of a spaceship.  
J.Space Flight, 8, 4,1, 1956.
44. Haber H. - The human body in space.  
Scientific American, 184, 1,16, 1951.
45. Haber H. u.E.F. Gebauer - Möglichkeiten und Grenzen des bemannten Fluges.  
J.A.Barth, München, 1956.
46. Haber F. a.H.Haber - Possibles methods of producing the gravityfree state for medical research.  
J.Av.Med. 21, 395, 1950.
47. Hallenbeck G.A., E.H. Wood, E.H. Lambert a.S.C. Allen - Comparison of pasitive g on subjets studied at both the mayo and air technical service command contrifuges.  
Feder.Proc. 5, 40, 1946.
48. Henry J.P. - Physiological laboratories in rockets.  
Bull.f.Med.Research. 10, 2, 1956.
49. Henry J.P., E.R. Ballinger, P.J. Maher a.D.G.Simons - Animal studies of the subgravity state during rocket flight.  
J.Av.Med. 23, 4,421, 1952.
50. Hitchcock F.A., J.Kemph - The boiling of body liquids at extremely high altitudes.  
J.Av.Med. 26, 289, 1955.
51. Huszcza A. - Ciśnienie atmosferyczne i jego działanie na ustrój.  
P.Z.W.L. 1951.
52. Jokl E. - Medical aspects of aviation.  
S.J.Pitman, London, 1943.
53. Kaplan J. a.H.K.Kallman - Progress in upper atmosphere physics during the last decade.  
J.Av.Med. 27, 4,345, 1956.
54. Lambert E.H. - Effects of positive acceleration on pilot in flight with comparison of responses of pilot and passengers in airplane and subjects on human centrifuge.  
J.Av.Med. 21, 195, 1950.
55. art. redakc. - The Lancet, 268, 601, 1955.

- 259 -

56. Langton N.H. - Meteors and spaceflight.  
Spaceflight, 1, 3,92, 1957.
57. Lent C.P. - Space suit.  
Rocket - Jet Flying, 131, 1954-5.
58. Lohrmann E. - Neuere Probleme der kosmischen Strahlung.  
Raketentechnik und Raumfahrtforschung, 1, 20, 1957.
59. Luft V.C. a.R.W. Bancroft - Transthoracic pressure in man during rapid decompression.  
J.Av.Med. 27, 3,208, 1956.
60. Malmejac J. - Aptitudes reactionelles cardio-vasculaires et resistance aux accelerations.  
XX Intern.Physiol.Congr.,Brussels, 1956, Communications p. 1035.
61. Marczewski S., M.Ornowski i L.Zaleski - Działanie przyspieszeń na ustrój człowieka.  
Wojsk.Przegl.Lotn. N.Specj., str.85,1954.
62. Matthews B.H.C. - Some free fall experiments.  
XX Intern.Physiol.Congr.Brussels, 1956, Communications p. 1035.
63. Mitra S.K. - The upper atmosphere.  
Calcutta, 1952.
64. Northington P. - Syndrom of bilateral vestibular paralysis and its occurence from streptomycin therapy.  
Arch.Otolaryng., Sept., 1950.
65. Ordway T.J. a.H.B. Canney - The respectability of astronautics and reflected by recent developments in the U.S.  
Ber.u V Intern.Astronaut.Kongr., 1954, Wien, Innsbruck, 1955.
66. Pavlok J. - Príspevek k otazce explosivni dekomprese.  
Sbornik Praci ULZ, Zjezd lekaru letecke mediciny, Varsava, 1956.
67. Piatonow K. - Człowiek w locie.  
M.O.N., Warszawa, 1954.

- 260 -

68. Preston-Thomas H., E. Edleberg, J.P. Henry, J. Miller, E.W. Salzman a.G.D. Zuidema - Human tolerance to multistage rocket accelerations curves. J.Av.Med. 26, 5,390, 1955.
69. Sanger E. - Forschung zwischen Luftfahrt und Raumfahrt. Weltraumfahrt, 1, 1, 1955.
70. Schaefer H.J. - Exposure hazards from cosmic radiation beyond the stratosphere and in free space. J.Av.Med. 23, 4,334, 1952.
71. - Theory of the protection of man in the region of the primary cosmic radiation. J.Av.Med. 25; 4,388, 1954.
72. - Protection of humans from heavy nuclei of cosmic radiation in regions outside the atmosphere. Astronautica Acta, 1, 2,100, 1955.
73. Shepherd L.R. - The possibility of cosmic-ray hazard in high altitude and space flight. J.Brit.Interplan.Soc., 12, 5,197,1953.
74. Simons D.G. - Review of biological effects of sub-gravity and weightlessness. Jet Propulsion, 25, 209, 1955.
75. - Biological effects of primary cosmic radiation. Ref. na VII Międz.Kongr.Astronaut. Rzym, 1956.
76. Simons D.G., a.P.P. Diney - Improved technics for exposing animals to primary cosmic ray particles. J.Av.Med. 27, 4,317, 1956.
77. Simons D.G. a.C.H. Steinmetz - The 1954 aeromedical field laboratory balloon flights. J.Av.Med. 23, 2,100, 1956.
78. Singer S.F. - Cosmic ray effects on matter at high altitudes. J.Av.Med. 27, 2,111, 1956.

- 261 -

79. - Meteorites and cosmic rays. Nature, 170, 728, 1952.
80. Slater A.E. - Questions of Space. J.Brit. Interplan.Soc. 14, 1,61, 1955.
81. - The problem of weightlessness. Spaceflight, 1, 3,92, 1957.
82. Stapp J.P. a.C.D. Hughes - Effect of mechanical force on living tissues. J.Av.Med. 27, 5,407, 1956.
83. Stasiewicz P.A. i P.K. Isakov - Skorosti, uskorenja, pierereguzki. W. Izd. M. Ob. SSSR, Moskwa, 1956.
84. Strughold H. - From aviation medicine to space medicine. J.Av.Med. 23, 4, 315, 1952.
85. - Atmospheric space equivalence. J.Av.Med. 25, 4,420, 1954.
86. - A simple classification of the present and future stages of manned flight. J.Av.Med. 27, 4,328, 1956.
87. - Space equivalent conditions within the Earth's atmosphere. Astronautica Acta 1, 1,32, 1955.
88. - Gravi-receptors. Abstr. of sc. pap. of 27-th Meet. of A.M.A. Chicago, 1956; J.Av.Med. 27, 2,157, 1956.
89. - The U.S. Air Force experimental sealed cabin. J.Av.Med. 27, 10,50, 1956.
90. Talbot J.M. - Braking the sound barrier and its effect on the public. J.A.M.A. 158, 1508, 1955.
91. Thomson G. - A physicist views on interplanetary travel. Discovery, 16, 10, 425, 1955.
92. Violette F. - Les effets physiologiques de decompression explosive et leur mecanisme. Med. Aeronaut. 9, 223, 1954.

- 262 -

93. Ward J.E. - The true nature of the boiling of the  
body fluids in space.  
J.Av.Med. 27, 5,429, 1956.
94. Webster A.P. a.H.H.Hunter - Acceleration.  
J.Av.Med. 25, 4,378, 1954.
95. Wilcox E.J. - Psychological consequences of space travel.  
J.Brit.Interplan.Soc. 16, 1,7, 1957.
96. Yagoda H., a.H.J.Smith - Observations on the penetration  
of a heavy primary trough tissue.  
J.Av.Med. 25, 1,46, 1954.
97. Zuidema G.D., S.I.Cohen, A.J.Silverman a.M.B.Riley -  
- Human tolerance to prolonged acceleration.  
J.Av.Med. 27, 5,469, 1956.

OFFICE OF THE AIR ATTACHÉ

AMERICAN EMBASSY,  
ROME

MEMORANDUM TO:

The inclosures are temporarily classified CONFIDENTIAL NOFORN until such time as the contents are translated and properly reclassified by the recipient.

POLITECHNIKA WARSZAWSKA  
KATEDRA MECHANIKI STOSOWANEJ

Tylko do użytku wewnętrznego  
Egz. Nr. 00168

TECHNIKA RAKIETOWA

Materiały dokumentacyjne

Rok I

Grudzień 1957 r.

Zeszyt 4



POLITECHNIKA WARSZAWSKA  
KATEDRA MECHANIKI STOSOWANEJ

Tylko do użytku wewnętrznego

Egz. Nr 00168

# TECHNIKA RAKIETOWA

Materiały dokumentacyjne

Rok I

Grudzień 1957 r.

Zeszyt 4

## TREŚĆ NUMERU

|                                                                                                                                                              | Str. |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------|
| Prof. Zbigniew Pączkowski — Czy polecimy na inne planety?                                                                                                    | 3    |
| Mgr inż. Ogierd Wolczek — Jądrowe silniki rakietowe                                                                                                          | 16   |
| Mgr inż. Danuta Marchel i mgr inż. Franciszek Wolnica —<br>Obliczanie torów przeciwlotniczych pocisków rakietowych,<br>kierowanych metodą wiązki prowadzącej | 52   |
| Mgr inż. Ryszard Dmowski — Stabilizacja żyroskopowa                                                                                                          | 94   |
| Mgr inż. Leon Kiernożycki — Krótki opis stacji radiolokacyjnej<br>SCR-584                                                                                    | 121  |
| Karol Makowski — Klasyfikacja i katalog rakiet                                                                                                               | 258  |

- Page
- 3 1) Will we fly to other Planets?
- 16 2) Atomic power for rockets
- 52 3) Anti-Flight for rockets,  
and guidance methods.
- 94 4) Stability of gyroscopes.
- 121 5) Short notice on Radar Station SCR-584
- 258 6) Classification and Catalog of rocket

Redaguje Zespół  
Adres Redakcji:

Warszawa, ul. Narbutta 85, Katedra Mechaniki Stosowanej  
tel. centr. 4-40-26, wew. 68

Druk Politechnika Warszawska — Zakład Produkcji Skryptów.  
Nakład 200+20 egz. Ark. druk. 32,5. Papier offset kl. V, 70 g.  
Oddano do wykonania 27. II. 1958 r. Zamówienie nr 130.

CZY POLECIMY NA INNE PLANETY? <sup>1</sup>

Prof. Zbigniew Pączkowski

/Katedra Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej,  
Pracownia Astronautyczna PAN/

Spośród wielu wspaniałych osiągnięć, jakimi mogą poszczycić się narody Związku Radzieckiego w 40-tą rocznicę Rewolucji Październikowej, szczególnie zdumiewający całą opinię światową i skupiający od kilku tygodni całą jej uwagę jest fakt wystrzelenia przez Związek Radziecki w przestrzeń kosmiczną, w odstępie niecałego miesiąca dwóch pierwszych sztucznych księżyców. "Te gwiazdy — jak powiedział w swym przemówieniu tow. Chruszczow — są zwiastunami postępu, zwiastunami triumfu radzieckiej nauki i techniki. Słusznie nazywa się je towarzyszami pokoju".

Niewątpliwie, tak jak przed czterdziestu laty salwy krążownika "Aurora" otwierały nową erę w stosunkach ogólnoludzkich, tak samo dokonane ostatnio w Związku Radzieckim dwa wystrzały rakiet kosmicznych stanowią początek nowej epoki w rozwoju myśli ludzkiej, nowej epoki w dziedzinie opanowania sił przyrody przez człowieka.

Jeszcze przed pięćdziesięciu laty zaledwie, słynny pionier astronautyki, uczony radziecki polskiego pochodzenia Konstanty Ciolkowski napisał: "W wielu przypadkach mogą jedynie wróżyć lub przewidywać. Nie żądzę się bynajmniej i wiem doskonale, że nie tylko nie rozwiązuję całości zagadnienia, lecz że trzeba będzie nad nim pracować jeszcze tysiąc razy więcej, niż ja pracowałem". Czy przewidywał jednak w swych najśmielszych nawet marzeniach, iż zaszczeponie przez niego w umysłach ludzkich idee w tak krótkim okresie osazu ze świata fantazji poczną przechodzić w dziedzinę konkretnych realizacji i osiągnięć?

A oto właśnie, w 22 lata od śmierci Ciolkowskiego, z kraju, w którym żył on i pracował wybiegły w przestrzeń kosmiczną

1. Referat wygłoszony na Uroczystej Akademii z okazji 40-tej Rocznic Rewolucji Październikowej w małej auli Politechniki Warszawskiej w dniu 9.11.1957 r. /od red./.

- 4 -

pierwsze sztuczne księżyce. Po raz pierwszy od 5 miliardów lat, to jest przypuszczalnie od czasu powstania naszego układu słonecznego, w tym uporządkowanym i poruszającym się z niewzruszoną precyzją mechanizmie zjawili się nowe, ruchome ciała niebieskie - twory potęgi rozumu człowieka, istoty zamieszkujące jedną z planet tego układu.

Nieskończenie wielki i tajemniczy jest przestwór niebieski. Gdy wpatrujemy się w niego w noc ciemną, uwagę naszą przykuwa rozproszona po niebie ogromna, wynosząca setki i tysiące liczb migotających gwiazd. Przecinająca niebo Galaktyka, do której należy i nasz układ słoneczny, obejmuje największe ich skupienie. Obserwowana przez nas przestrzeń kosmiczna nie stanowi, jak to przypuszczano kiedyś, absolutnej próżni. Poruszają się w niej obok najróżniejszych cząstek promieniowania mgławice, meteory, skupiska pyłu i gazu kosmicznego, wreszcie rozsiane w całym jej nieograniczonych obszarach zbiorowiska pierwotnych cząstek materii. W tym bezmiarze przestrzeni kosmicznej porusza się planeta, na której żyjemy - Ziemia. Wokół niej, w odległości równej, jak na stosunki astronomiczne, zaledwie 400 000 km krąży jej wielki satelita, tylko czterokrotnie od niej mniejszy - Księżyc. Słońce, źródło wszelkiego życia na naszej planecie, dzieli od Ziemi odległość 150 milionów kilometrów. Obok, prawie w tej samej płaszczyźnie co Ziemia, krążą dokoła Słońca pozostałe planety i planetoidy naszego układu. A poza nimi rozciąga się już ogromna pustka aż do następnej najbliższej gwiazdy:  $\alpha$  Centauri, od której światło, rozchodzące się z prędkością równą 300 000 km/sek, biegnie do nas aż ponad cztery lata.

Planety krążące najbliżej naszej Ziemi, to Venus i Mars. Kiedyś, za wiele milionów lat, gdy wskutek stałego stygnięcia Słońca warunki życia na Ziemi staną się niesprzyjające, ludzie przewędrują na planetę bliższą Słońca, na Venus.

Czasami zastanawiamy się, czy na innych gwiazdach i planetach bliższych Ziemi istnieje jakiegokolwiek życie organiczne, a nawet czy być może żyją na nich jakieś istoty rozumne? Czy na innych planetach znajdziemy nie tylko surowce, ale i możliwości uprawy roślin i hodowli zwierząt?

- 5 -

Mało wiemy o warunkach życia na innych planetach i gwiazdach, wydają nam się one raczej niesprzyjające życiu. Nie należy jednak zapominać o niezwyklej różnorodności warunków, w jakich może istnieć żywa substancja organiczna. Czy nawet na naszej planecie nie spotykamy się z życiem mikroorganizmów w najbardziej rozmaitych ośrodkach i warunkach nie wyłączając przypadków życia w żelazie lub gorących źródłach siarkowych? Tak więc sprawa życia na innych gwiazdach i planetach nie może być w tej chwili jeszcze przesądzona. Trzeba również pamiętać o tym, iż sąsiadujące z nami planety i gwiazdy przechodzą okresy swego rozwoju podobne do tych, jakie przechodziła Ziemia.

Jeśli chodzi o ciała niebieskie bardziej od nas odległe, a więc o gwiazdy, to z obliczeń wykonanych przez polskiego astronoma dra Jana Gadomskiego, przedstawionych na ostatnim Międzynarodowym Kongresie Astronautycznym w Barcelonie, wynikałoby, że wśród układów gwiazdnych oddalonych od Ziemi o mniej niż 100 billionów km, a jest ich 59, aż 16 rokuje nadzieje, że można w ich obrębie znaleźć warunki sprzyjające rozwojowi życia. Ale tu wyłania się jeszcze jedno pytanie.

Czy jednak, z uwagi na ogromne odległości, człowiek będzie kiedykolwiek w stanie dotrzeć w ogóle do innych układów gwiazdnych poza układem Słońca? Dr Eugen Sänger, znany pionier techniki raketowej, snuje na ten temat śmiałe i wybiegające raczej w świat fantazji przypuszczenia. Według wyprowadzonych przez niego wywodów, opartych na związkach mechaniki relatywistycznej, z chwilą osiągnięcia przez raketę kosmiczną prędkości bliskich do prędkości światła - co w przypadku zastosowania nowych środków napędowych nie jest niemożliwe - dzięki innej mierze czasu, można będzie przedłużyć zarówno dopuszczalny czas lotu jak i czas życia ludzkiego w stosunku do czasu ziemskiego. Czyż więc w ten sposób udałoby się spełnić faustowskie marzenia o wiecznej młodości?

Zamierzenie opanowania przestrzeni kosmicznej przez człowieka jest chyba najbardziej śmiałym i zuchwałym postanowieniem, jakie kiedykolwiek zrodziło się w umyśle ludzkim. A jednak zamierzenie to, w miarę rozwoju nauki i techniki, staje się coraz bardziej realne.

- 6 -

"Niezbędne jest tylko - przytoczmy tu znowu pogląd dra Sängera - wykonanie olbrzymiej ilości "małych prao", polegających na opracowaniu wszelkich szczegółów we wszystkich kierunkach nie lekceważąc najmniejszego przyrostu; dopiero na tej szerokiej bazie naukowej można będzie spodziewać się "genialnego kroku" w przestrzeń kosmiczną".

Jeden z twórców współczesnej astronautyki prof. Robert Esnault-Pelterie powiedział: "Problemy astronautyki nie dotyczą zagadnień pracy, ale zagadnień ilości ruchu". W istocie, rakietę wystrzeloną w przestrzeń kosmiczną zdala od innych ciał niebieskich, zgodnie z mechaniką newtonowską, porusza się po torze zbliżonym do linii prostej, może przebyć niezmiernie przestrzenie bez żadnego dodatkowego wkładu pracy i jedynie tylko posiadana ilość ruchu określa czas, w ciągu którego odpowiednia przestrzeń zostanie przez tę raketę przebyta. W takich warunkach lotu trzeba natomiast wydatkować pewne ilości energii na to, aby tor takiej rakiety stał się linią krzywą.

W pobliżu innych ciał niebieskich ruch tego rodzaju rakiet kosmicznych będzie przedstawiał się w sposób zupełnie przeciwny. Wskutek bezwładności masy rakiet i równoczesnego oddziaływania sił ciężkości tor jej ulegnie zakrzywieniu, a dla jego wyprostowania potrzebny będzie dodatkowy wkład pracy.

Możliwości podróży kosmicznych są więc w głównej mierze ograniczone jedynie koniecznością przezwyciężenia sił grawitacyjnych Ziemi i ewentualnie innych gwiazd i planet, które będą znajdowały się w mającej już znaczenie odległości od poruszającego się statku kosmicznego.

Dotychczas mało wiemy o istocie fizycznej sił grawitacji, tak jak niedawno jeszcze mało wiedzieliśmy o zjawiskach zachodzących wewnątrz atomu. Jednak dzisiaj nie tylko poznaliśmy już zjawiska zachodzące wewnątrz atomu, ale i potrafimy nimi kierować i podporządkować je sobie własnym potrzebom. Jeżeli kiedyś w przyszłości potrafimy również poznać i opanować zjawiska grawitacji, wiele bardzo trudnych problemów astronautyki znajdzie natychmiastowe rozwiązanie.

Obliczając wielkość energii potencjalnej względem Ziemi, którą nabywa ciało oddalając się od niej w przestrzeń kosmiczną, możemy tym samym określić wielkość niezbędną do tego celu

- 7 -

energii kinetycznej, którą należy nadać temu ciału, a więc i tzw. prędkość liberacji, czyli prędkość niezbędną do oderwania się od Ziemi. W przypadku pominięcia pracy niezbędnej dla pokonania oporów powietrza obydwie te ilości energii są sobie równe. Dla ciał poruszających się w pobliżu powierzchni Ziemi prędkość liberacji jest bliska do 11200 m/sek. Niemniej już ciało, którym zostanie nadana prędkość przekraczająca 7900 m/sek, będą miały dostateczną bezwładność dla wyrównania działającej siły przyciągania ziemskiego; a więc raz wprowadzone na swój tor nie spadną na Ziemię i będą poruszały się po pewnej elipsy orbitalnej dokoła Ziemi - staną się jej sztucznymi księżycami.

Teoretycznie biorąc księżycy takie mogłyby krążyć dokoła Ziemi po swoich orbitach przez czas nieskończony długi, jeżeli oczywiście wykluczilibyśmy oddziaływanie tego rodzaju czynników przypadkowych, jak zderzenia z meteoritami lub hamujące działanie napotykanych na ich drodze obłoków pyłu kosmicznego.

Biorąc jednak pod uwagę warunki rzeczywiste musimy uwzględnić fakt, że prawie aż do wysokości 2000 km dokoła Ziemi rozciąga się warstwa jej atmosfery. Tak więc sztuczne księżycy, poruszające się w zakresie tych wysokości, będą podlegały działaniu siły oporu powietrza, która wpłynie na pomniejszenie zasobu ich energii kinetycznej i w wyniku będzie prowadziła do stałego obniżania się ich lotu.

Ze względu na niedostateczną jeszcze znajomość budowy górnych warstw atmosfery i praw oporu powietrza, w przypadku ruchu w ośrodkach bardzo rozrzedzonych, nie jesteśmy na razie w stanie określić zupełnie dokładnie wielkości tego oddziaływania.

Stanie się to możliwe dopiero na podstawie obserwacji lotu szeregu sztucznych księżyców, wystrzeliwanych obecnie między innymi właśnie w celu lepszego poznania budowy atmosfery na wielkich wysokościach. Możemy już jednak przeprowadzać pewne obliczenia przybliżone. Tak na przykład, według tego rodzaju obliczeń, przeprowadzonych przez uczonych radzieckich z Akademii Nauk ZSRR, z jakimi mieliśmy możność zapoznać się w trakcie odbytego przed miesiącem ostatniego Międzynarodowego Kongresu Astronautycznego w Barcelonie, okres lotu pierwszego sztucznego księżycyca wystrzelonego w Związku Radzieckim po jego

- 8 -

pierwotnej orbicie powinien być rzędu kilku miesięcy, podczas gdy ten sam okres dla przypadku drugiego sztucznego księżycy należałoby ocenić na kilka lat. Ten okres czasu w znacznym stopniu zależy oczywiście od oddalenia orbity od Ziemi. Na przykład dla orbity, której perigeum /punkt najbliższy Ziemi/ byłby oddalony tylko o 200 km, a apogeum - o 400 km, czas lotu wypadłby równy zaledwie kilku dniom, a przy odległościach 100-150 km sztuczny księżyc, wskutek działania oporu powietrza, mógłby nawet ani razu nie obieć swojej orbity.

Dla pokonania sił grawitacji, których działaniu podlega statek kosmiczny, oraz dla stworzenia możliwości sterowania tym statkiem w przestrzeni kosmicznej niezbędne jest zastosowanie urządzeń napędowych rakietowych jako jedynych urządzeń, które mogą pracować w zupełnej niezależności od warunków otoczenia. Dlatego też rozwój astronautyki nierozzerwalnie wiąże się z rozwojem samej techniki rakietowej. Z punktu widzenia perspektyw rozwojowych astronautyki ważne więc staje się ocenianie tych możliwości, jakie dać może dalszy przewidywany postęp w zakresie budowy urządzeń rakietowych, a w szczególności silników typu rakietowego o ekstremalnych mocach i wielkościach.

Jeśli chodzi o samą efektywność procesu zachodzącego w silniku rakietowym, to należy stwierdzić, że istnieją jeszcze bardzo poważne możliwości jego podniesienia.

W silniku rakietowym energia, którą zawiera paliwo, zamienia się w sposób najbardziej prosty i najbardziej bezpośredni w energię kinetyczną strumienia, będącą źródłem siły napędowej. Dzięki powyższemu w silniku tym mogą być realizowane bardzo rozmaite zasady wykorzystania energii paliwa, pojmowanego tu w sposób najbardziej ogólny.

Według znanej, podanej przez Einsteina zależności, całkowitej zasób energii, jaką reprezentuje pewne paliwo o określonej masie, równy jest iloczynowi z tej masy i kwadratu z prędkości światła. Zgodnie z powyższym całkowite wykorzystywanie energii paliwa w silniku rakietowym zachodziłoby jedynie w przypadku wypływu strumienia z prędkością równą prędkości światła. Gdybyśmy więc za miarę efektywności procesu zachodzącego w silniku rakietowym przyjęli stosunek prędkości wypływu strumienia z dyszy do prędkości światła, to okazałoby się, iż w przypadku paliwa

#### Errata do Zeszytu 4 "Techniki Rakietowej"

W tablicach I-XI dodanych luźno do zeszytu nazwy krajów i wielkości rakiet, np. "Francja - bardzo małe" powinny być wydzielone z tablic, a nie umieszczone w rubrykach "Układ zasilenia" i "Chłodzenie".

Następnie:

| str. | wiersz        | jest           | ma być                                       |
|------|---------------|----------------|----------------------------------------------|
| 167  | 15 z góry     | MS-294         | HS-294                                       |
| 168  | po w.9 z góry | -              | wpisać:<br>Matra M-04<br>Tabl. I,<br>lp. 8.F |
| 169  | 9 z dołu      | SHRIKL         | SHRIKE                                       |
| 170  | 6 z dołu      | TUNDER<br>BIRO | TUNDER-BIRD                                  |

- 9 -

chemicznego wykorzystujemy zaledwie około 0,001 %, a w zupeł-  
nie specjalnych warunkach 0,002 % lub 0,003 % jego całkowitej  
energii i dopiero w przypadku bezpośredniego zużytkowywania  
energii reakcji jądrowych, na przykład w przypadku rozpadu  
atomów uranu, stosunek ten mógłby być podniesiony do 4%, a  
przy reakcjach termojądrowych, na przykład przemian wodo-  
ru na hel, przy których prędkości wypływu nowoutworzonych ele-  
mentów materii byłyby równe około 37 000 km/sek, wartość po-  
wyższego stosunku osiągałaby wreszcie około 12%. Znacznie więk-  
sza efektywność procesów zachodzących w silniku raketowym,  
teoretycznie biorąc dochodząca do 100%, mogłaby być osiągnięta  
jedynie w rakietach fotonowych i to takich, w których cała  
ilość paliwa ulegałaby przekształceniu w promieniowanie.

Jak do chwili obecnej jesteśmy w możności stosować do napę-  
du raketowego - realnie biorąc - co prawda jedynie paliwa  
chemiczne; niemniej zastosowanie innych rodzajów napędu, uza-  
leżnione od rozwiązania niektórych jeszcze problemów technicz-  
nych, należy uważać za kwestię niedalekiej już przyszłości.  
W ten sposób, przez zastąpienie obecnych systemów napędu ra-  
ketowego napędem jądrowym będziemy mogli efektywność proces-  
ów zachodzących w silniku raketowym podnieść 18 000 razy,  
a w przypadku ewentualnego zastosowania napędu fotonowego aż  
150 000 razy. Ścisłe obliczenia wykazują, że przy tego rodzaju  
środkach napędowych silnik raketowy będzie mógł pozwolić na  
przykład na to, aby odbycie podróży z Ziemi na Księżyc i z  
powrotem nie wymagało większej ilości uranu niż jednego kilo-  
grama.

Zaiste wspaniałe perspektywy tych możliwości, które, w mia-  
rę dalszych udoskonaleń, stworzyć może silnik raketowy; moż-  
liwości, które obejmują również odbywanie najdalszych nawet  
podróży w przestrzeń kosmiczną.

Wielu jednak ludzi, zwłaszcza wobec faktu wyrzucenia ostat-  
nio przez Związek Radziecki dwóch sztucznych księżyców, pra-  
gnęłoby wiedzieć, jakiego rodzaju podróże kosmiczne są możliwe  
już teraz na bazie obecnego stanu techniki raketowej.

W tym względzie można stwierdzić, że już nawet użyte ostat-  
nio przez Związek Radziecki do wyrzucenia sztucznych księży-  
ców urządzenia pozwalają bez mała także na wyrzucenie rakiety,

- 10 -

która dotarłaby do Księżyca. Na ostatnim Międzynarodowym Kongresie Astronautycznym prof. Singer z USA podkreślił wielkie znaczenie naukowe takiego doświadczenia i proponował zaopatrzenie tego rodzaju rakiety księżycowej w ładunek wodorowy, który eksploatowałby na powierzchni Księżyca. Niewątpliwie radziecka technika raketowa jest już dzisiaj bliska możliwościom wystrzelenia w przestrzeń sztucznego satelity z załogą ludzką lub rakiety kosmicznej, zawierającej pełne wyposażenie w instrumenty naukowe, na Księżyc lub jakąkolwiek dowolną planetę naszego układu słonecznego. Wszelkie jednak dalej idące zamierzenia, jak już chociażby wysłanie rakiety z załogą ludzką na Księżyc, a tym bardziej na inne planety lub zbudowanie krążącej dokoła Ziemi stacji kosmicznej jako bazy do wszelkich dalszych wypraw w przestrzeń kosmiczną, wymagałoby zastosowania napędu raketowego opartego nie na najdoskonalszych nawet paliwach chemicznych, ale na zupełnie nowych zasadach, o których wspominaliśmy już poprzednio. W przypadku bowiem zachowania napędu opartego na paliwach chemicznych odpowiednie parametry konstrukcyjne urządzenia raketowego wypadłyby tak duże, iż realizacja tego rodzaju urządzeń wymagałaby niewspółmiernych nakładów pracy i ogromnych kosztów. Koszty te i nakład pracy, nawet przy zrealizowanych już konstrukcjach międzykontynentalnych pocisków raketowych czy rakiet wprowadzających sztucznego satelitę na jego orbitę, są niezwykle wysokie. Można ocenić, iż wykonanie jednej rakiety satelitarnej tego typu, co użyte ostatnio w Związku Radzieckim, wymaga około 100 milionów roboczogodzin.

Jest rzeczą zrozumiałą, iż dalszy rozwój astronautyki warunkują nie tylko czynniki o charakterze technicznym, ale również czynniki o charakterze ekonomicznym, a nawet społecznym. Niewątpliwie, pierwszeństwo Związku Radzieckiego w wysłaniu w przestrzeń kosmiczną sztucznych księżyców wpływa ze szczególnej pozycji, jaką zajmuje w tym kraju nauka; z troski, jaką w tym kraju otacza się jej rozwój; wreszcie z pełnej twórczej pasji wytrwałości, z jaką w tym kraju realizuje się mające dalekie perspektywy rozwojowe plany postępu technicznego, gospodarczego i kulturalnego.

Rzecz oczywista, te wysokie koszty urządzenia raketowego mogą być dość poważnie obniżone przez szczególnie udatny dobór

- 11 -

konstrukcji układu raketowego i parametrów jego lotu. Wiąże się to z tzw. sprawnością zewnętrzną rakiety.

Wiemy, iż wartość tej sprawności wypada największa dla tej prędkości ruchu rakiety, która jest bliska prędkości wypływu spalin z dyszy. W tym bowiem przypadku prędkość wypływu gazów z dyszy w stosunku do nieruchomego układu odniesienia staje się bliska zera, co świadczy o tym, że cała energia kinetyczna strumienia rzeczywiście jest wykorzystywana przez poruszającą się raketę. Tę szczególnie wysoką sprawność zewnętrzną rakiety osiągnąć można przez umiejętny układ stopni rakiety. W tego rodzaju wielostopniowym układzie raketowym każdy stopień, stanowiący właściwie osobną raketę zaopatrzoną w oddzielny silnik, pracuje aż do wyczerpania się umieszczonego w nim paliwa, po czym odpada od rakiety-matki jako nieużyteczny ciężar. W dalszym ciągu lotu rakiety-matki rozpoczyna z kolei pracę stopień następny, oczywiście już przy znacznie większej prędkości, niż to było w przypadku stopnia poprzedniego.

Jak ogólnie się twierdzi, obydwie rakiet, które w Związku Radzieckim zostały użyte do wprowadzenia sztucznych księżyców na ich orbity, były trzystopniowe, przy czym ciężar pierwszej z użytych rakiet określa się na bliski 90 tonom. Ten jej niski stosunkowo ciężar świadczyłby o bardzo ekonomicznym rozwiązaniu przez uczonych radzieckich układu raketowego i programu jego pracy. Wystarczy dla przykładu nadmienić, że ciężar największego amerykańskiego pocisku międzykontynentalnego, znajdującego się jeszcze w fazie prób, noszącego nazwę Atlas, mimo mniejszego zasobu energii przekracza aż 100 ton. Oczywiście ciężar drugiego urządzenia raketowego, które posłużyło do wyrzucenia sztucznego księżyc o ciężarze przekraczającym pół tony i to na znacznie odleglejszą orbitę, musiał być już wyższy, aczkolwiek nie trzeba zapominać, że już przy wystrzeleniu pierwszego sztucznego księżyc również i ostatni stopień rakiety, którego ciężar można ocenić na około 800 kg, uzyskał prędkość orbitalną i wszedł na orbitę bliską do orbity samego sztucznego księżyc. Świadczy to może już o pewnym dodatkowym zapasie energii, jaki posiadało pierwsze z zastosowanych urządzeń raketowych.

Przy rozpatrywaniu zagadnienia lotów kosmicznych nie można pominąć sprawy pokonania tzw. bariery cieplnej i spraw zdalnego

- 12 -

kierowania i samosterowania rakiety, którego zastosowanie jest niezbędne z uwagi na zbyt dużą powolność odruchów człowieka w stosunku do wielkich prędkości rakiety kosmicznej; wreszcie sprawy utrzymania stałej łączności między Ziemią a poruszającym się obiektem. O ile skuteczne przeciwdziałanie silnemu nagrzewaniu się rakiety, poruszającej się z ogromnymi prędkościami w atmosferze ziemskiej, przy użyciu obecnie stosowanych środków, może czynić taki lot dopuszczalnym jedynie w przeciągu kilku minut, co świadczyć może o tym, iż właściwego rozwiązania problemu bariery cieplnej należy jeszcze szukać na nowych drogach, - o tyle pozostałe problemy mogą znaleźć rozwiązanie całkowicie zadowalające już na bazie obecnej techniki.

W szczególności, jeśli chodzi o zachowanie łączności z Ziemią, dotychczasowe wyniki badań z zakresu radioastronomii pozwalają twierdzić, iż łączność taka może być zachowana nawet przy odległościach statku kosmicznego od Ziemi dochodzących do miliona i więcej kilometrów. Konkretnie, np. uczony francuski Gutton przy odległościach dochodzących do miliona kilometrów proponuje zastosowanie urządzenia nadawczo-odbiorczego, pracującego na fali nośnej o częstotliwości 300 megaherców i o mocy w impulsie 100 kilowatów oraz długości impulsów rzędu 2 mikrosekund. Tego rodzaju urządzenia byłyby wyposażone w anteny paraboliczne o powierzchni 20 metrów kwadratowych. Można myśleć o stałym zasilaniu takich urządzeń nadawczo-odbiorczych energią słoneczną, pobieraną w czasie lotu kosmicznego.

Oddzielną wreszcie grupę problemową będą stanowiły te wszystkie zagadnienia, które dotyczą fizjologii i biologii lotu kosmicznego, czyli, jak to dzisiaj określamy, medycyny kosmicznej.

W tej dziedzinie szczególnie poważne znaczenie będą miały badania przeprowadzane obecnie na żywym zwierzęciu doświadczalnym, znajdującym się w kabinie hermetycznej, umieszczonej na ostatnim z wystrzelonych sztucznych księżyców Ziemi.

O celu tych badań i ich niektórych wynikach miałem możliwość rozmawiać przed kilkoma miesiącami, w czasie Kongresu Techniki Rakiety i Urządzeń Sterowanych w Paryżu, bezpośrednio z prof. Aleksiejem Pokrowskim z Akademii Nauk ZSRR, który - jak wiadomo - przeprowadzał szereg doświadczeń ze zwierzętami

- 13 -

umieszczonymi w rakietach wystrzeliwanych na wysokość 100-200 km. W rozmowach tych prof. Pokrowski podkreślił specjalne znaczenie badań przeprowadzanych właśnie nad psami, odnośnie których zgromadzono w Związku Radzieckim szczególnie dużo danych porównawczych, chociażby w okresie od czasu słynnych badań Pawłowa. Zaznaczył on również, iż zwierzęta te nie są poddawane narkotyzacji, jak to było przy niektórych doświadczeniach amerykańskich.

Śledzenie przy pomocy odpowiednich przyrządów pomiarowych i aparatury przekątnikowej podstawowych objawów życiowych zwierząt, umieszczonych w kabinie hermetycznej na sztucznym księżycu, pozwoli na odpowiedzenie na wiele zasadniczych pytań dotyczących klimatyzacji i niezbędnego zabezpieczenia tego rodzaju kabin, pozostających przez czas dłuższy w warunkach przestrzeni kosmicznej.

Tak więc będą mogły zostać wyjaśnione sprawy oddychania przy obniżonym ciśnieniu i odmiennym składzie powietrza od tego, jaki jest w atmosferze ziemskiej; sprawy odprowadzania i pochłaniania dwutlenku węgla, który, zwłaszcza przy obniżonym ciśnieniu, szybko osiąga stężenie toksyczne.

Bardzo ważne będzie określenie natężenia promieniowania kosmicznego i jego oddziaływania na żywy organizm. Promieniowanie kosmiczne, składające się z protonów oraz jąder helu i innych cięższych atomów, wywołując w żywej tkance wysoki stan jonizacji, wpływa zaburzająco na funkcje życiowe komórek. Dotychczas stwierdzono, iż krótkie oddziaływanie tego promieniowania żywa tkanka znosi dosyć dobrze, nie zostały natomiast zbadane skutki dłuższego działania tego rodzaju promieniowania, zwłaszcza w warunkach zmniejszonego oddziaływania pola magnetycznego i masy Ziemi.

Dalsze badania odpowiedzą na pytanie dotyczące znoszenia znacznych przeciążeń /przy ruchu z przyspieszeniem kilkakrotnie przewyższającym przyspieszenie ziemskie/ i stanu nieważkości /w warunkach zaniku oddziaływania sił ciężkości/. Przy tym stanie należy liczyć się z poważnymi objawami dezorientacji w przestrzeni i zaburzeń odruchowo-vegetatywnych. Obserwacje psa, odżywiałego się w kabinie sztucznego księżycyca na określony sygnał, będą dowodem, czy zaburzenia te nie przekroczą dopuszczalnego poziomu.



- 14 -

Zdajemy sobie w pełni sprawę z wielkiego znaczenia naukowego doświadczeń radzieckich, które pozwolą o wiele dokładniej niż dotychczas poznać nie tylko budowę górnych warstw atmosfery, ale i istotę oraz nasilenie promieniowania słonecznego i kosmicznego; wreszcie, jak już zaznaczyliśmy, - rozwiązać wiele problemów z zakresu medycyny kosmicznej. Dane doświadczalne, zebrane przez uczonych radzieckich, będą stanowiły ogromny wkład Związku Radzieckiego do dorobku naukowego Międzynarodowego Roku Geofizycznego.

Kończąc moje przemówienie, nie mogę milczeniem pominąć tego faktu, że w pierwszych dniach po wystrzeleniu pierwszego jeszcze sztucznego księżycy Ziemi niektórzy dziennikarze zachodni próbowali w kłamliwy sposób pomniejszyć i kwestionować oryginalność osiągnięcia radzieckiego.

Muszę stwierdzić, bo miałem to możność zaobserwować przebywając wówczas wśród naukowców różnych krajów, że uczeni zachodni ani przez chwilę nie podzielali takiego stanowiska. Dość charakterystyczne jest w tym względzie oświadczenie, złożone na Kongresie w Barcelonie wobec dziennikarzy przez uczonego o światowej sławie, wybitnego aerodynamika prof. Karmana, czołowego eksperta w sprawach rakietowych państw Paktu Atlantyckiego. Powiedział on między innymi kończąc swe oświadczenie:

"Nauka radziecka ma własne skrzydła, na których może wznosić się ku coraz nowym osiągnięciom".

Na te coraz to poważniejsze osiągnięcia, potwierdzające fakt, że nauka i technika radziecka w wielu dziedzinach nie tylko dorównuje ale i wyprzedza naukę i technikę zachodnią, nie trzeba było zresztą czekać dłużej niż miesiąc.

"Nastąpiła nowa era, a my jesteśmy świadkami jej narodzin. Otworzyło się okno w przyszłość, odsłoniły się szerokie horyzonty dla nowych śmiałych planów.

Już pierwsze dni istnienia "mikroksiężycy" i dokonane obserwacje wzbogacają nas w ścisłe wiadomości o tej części Wszechświata, którą zaczęliśmy opanowywać. Mikroksiężyc toruje drogę przyszłym wielkim podróżom międzyplanetarnym". Tymi słowami powitali wieść o wystrzeleniu sztucznego księżycy prof. Pobiedonoscow i inż. Malutin.

- 15 -

I w istocie, aczkolwiek w przyszłości historia astronautyki zanotuje niewątpliwie jeszcze wspanialsze i dalej idące osiągnięcia, to jednak rok 1957 pozostanie na zawsze tą datą, od której loty w przestrzeni kosmicznej przestały być utopią, a przeistoczyły się w fakty rzeczywistości.

W dniach, kiedy ludzie całego świata z zapartym tochem śledzą na niebie lot radzieckich sztucznych księżyców lub przy odbiorach radiowych wsłuchują się w dochodzące od tych księżyców charakterystyczne sygnały, szczególnie silnie odczuwamy tę prawdę, że przecież wszyscy - my ludzie tej Ziemi zamieszkujemy tylko jedną wspólną planetę i że jeśli chcemy w pełni opanać brutalne siły przyrody, by nam służyły, to działalność naszą musi opierać się na całkowitej solidarności i braterskim współdziałaniu ze wszystkimi ludźmi naszej kuli ziemskiej bez względu na ich rasę czy narodowość.

Jeżeli doświadczenia ze sztucznymi księżycami zdołają przyczynić się do tego, że takie przeświadczenie utrwali się w umysłach ludzkich całego świata, to będzie to jeszcze jedno, największe chyba osiągnięcie, uzyskane dzięki doświadczeniom dokonany przez uczonych radzieckich.-

- 16 -

JĄDROWE SILNIKI RAKIETOWE<sup>1</sup>

Mgr inż. Olgierd Wołczek  
/Instytut Badań Jądrowych, Warszawa/

## 1. W s t ę p

Praktyczna realizacja podróży kosmicznych stanie się możliwa jedynie w przypadku uzyskania przez statek prędkości co najmniej 11,2 km/sek tuż przy powierzchni Ziemi. Zagadnienie to wiąże się nieodłącznie z koniecznością wydatkowania ogromnych ilości energii. Opuszczenie Ziemi jest możliwe jedynie w tym przypadku, gdy ilość energii, przypadająca na każdy gram masy rakiety, jest większa od pewnego minimum, wynoszącego np. dla zwykłej podróży na Księżyc, bez uwzględnienia konieczności hamowania przy upadku na jego powierzchnię i bez możliwości powrotu, 15 tysięcy kalorii na 1 gram masy. Statek zaopatrzony w zwykły silnik rakietowy chemiczny nie jest więc zdolny do odbycia nawet takiej podróży /tablica 1/.

Obliczenia wykazują, że jednak rakiety wielostopniowe na paliwo chemiczne zdolne będą do opuszczenia Ziemi i do osiągnięcia najbliższych ciał niebieskich, a z całą pewnością Księżyc. Masy tych rakiet, które musiałyby w chwili startu wynosić wiele set, jeżeli nie tysięcy ton, wydają się jednak nierealne. Budowa takich rakiet nastroczyłaby musiła niepokojalne na razie trudności konstrukcyjne. W czasie działania ich silników powstawałyby siły, które prawie napewno rozewałyby wznoszący się statek. Poza tym realizacja takiego przedsięwzięcia jak dotychczas przekracza możliwości finansowe najbogatszych nawet państw.

Na szczęście w ostatnich latach opanowano nowe źródło energii, której dostarcza wnętrze jąder atomowych. Stężenie tej energii, tzn. ilość jej, przypadająca na 1 gram masy materia-

1. Referat wygłoszony na Konferencji Techniki Rakietowej i Astronautyki w Warszawie, 23-25 maja 1957 r. /od red./

- 17 -

Tablica 1

Ciepła spalania chemicznych paliw rakietowych, najbardziej zasobnych w energię i zapotrzebowanie energii przy podróży na Księżyc

|                                                                                                | Ciepło spalania mieszaniny [cal/g] | Ilość energii przypadająca na 1 g masy rakiety [cal/g] |
|------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------|--------------------------------------------------------|
| Alkohol etylowy + tlen                                                                         | 2270                               | ok. 1700 <sup>2</sup>                                  |
| Benzyna + ozon                                                                                 | 3000                               | ok. 2250 <sup>2</sup>                                  |
| Wodór + fluor                                                                                  | 3200                               | ok. 2400 <sup>2</sup>                                  |
| Wodór + tlen                                                                                   | 3210                               | ok. 2400 <sup>2</sup>                                  |
| Borowodory <sup>3</sup> + tlen                                                                 | ok. 4400 <sup>4</sup>              | ok. 3000 <sup>2</sup>                                  |
| Borowodory <sup>3</sup> + ozon                                                                 | ok. 5000 <sup>4</sup>              | ok. 3750 <sup>2</sup>                                  |
| Podróż na Księżyc /bez hamowania przy upadku na jego powierzchnię/                             |                                    | ok. 15 000                                             |
| Podróż na Księżyc i z powrotem na Ziemię z uwzględnieniem lądowania na obu ciałach niebieskich |                                    | ok. 50 000                                             |

łu napędowego, jest znacznie większa niż w przypadku materiałów chemicznych /tabl.2/. Dlatego właśnie energia jądrowa pozwoli nie tylko na wykonywanie regularnych lotów kosmicznych, lecz również umożliwi przeprowadzanie ich z odpowiednio wielkimi prędkościami.

Tablica 2

Stężenie energii zawartej w różnych materiałach napędowych

|                                               |                                               |
|-----------------------------------------------|-----------------------------------------------|
| Benzyna /oktan/ z tlenem                      | 2,4.10 <sup>3</sup> koal/kg                   |
| Borowodory /zip-fuels/ z ozonem               | ok. 5.10 <sup>3</sup> "                       |
| Uran /rozszczepienie całkowite/               | 1,7.10 <sup>10</sup> "                        |
| Izotopy wodoru <sup>5</sup> /reakcje syntezy/ | 2,3.10 <sup>10</sup> ÷ 1,1.10 <sup>11</sup> " |

2. Jeśli stosunek masy rakiety w chwili startu do masy rakiety po wyzerpaniu paliwa wynosi ok.4 /podobnie jak w rakietach Viking/.

3. Tzw. "zip-fuels".

4. Przy założeniu wartości opałowej ok.18000 koal/kg.

5. prot H, deuter D i tryt T.

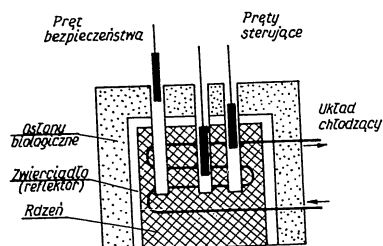
- 18 -

Dzięki temu podróże na sąsiednie planety trwać będą nie lata, a jedynie miesiące. Z punktu widzenia odporności psychicznej człowieka problem ten ma znaczenie zasadnicze.

## 2. Źródła energii jądrowej

Jedynym obecnie praktycznie dostępnym źródłem energii jądrowej jest rozszczepienie ciężkich jąder, takich jak uranu czy plutonu. Praktyczna realizacja tego procesu zachodzi w urządzeniach, zwanych reaktorami jądrowymi, których dla większej ścisłości lepiej nadać nazwę reaktorów rozszczepieniowych.

Głównym składnikiem każdego reaktora rozszczepieniowego jest



Rys.1. Schemat reaktora rozszczepieniowego.

wyzwolona znaczna energia. Rozszczepienie jąder następuje pod wpływem bombardowania ich rozmaitymi cząstkami, w szczególności neutronami. Niekiedy reakcja ta przebiega również samorzutnie bez żadnego wpływu zewnętrznego, ale zdarza się to niezwykle rzadko.

Rozszczepieniu podlegają przede wszystkim ciężkie jądra atomowe. Reakcja ta jest egzoenergetyczna praktycznie dla uranu, plutonu i cięższych jeszcze jąder.

Uran naturalny stanowi mieszaninę trzech izotopów. Jako źródła energii w grę wchodzi tylko 2 z nich: uran-238 /99,3% / i uran-235 /około 0,7%/. Jądra pierwszego izotopu ulegają rozszczepieniu tylko pod wpływem prędkich neutronów. Jądra uranu-235

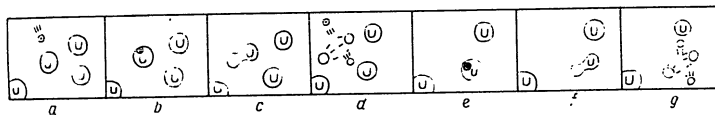
tw. rdzeń /rys.1/. W rdzeniu znajduje się materiał rozszczepialny w takiej ilości, by mogła w nim zajść reakcja rozszczepienia jąder w sposób łańcuchowy.

Reakcja rozszczepienia polega na rozpadzie jądra atomowego na dwie części o zbliżonych masach. Jednocześnie zostaje

- 19 -

są rozszczepiane przez neutrony o dowolnych prędkościach, lecz tym skuteczniej, im neutrony poruszają się wolniej. Dlatego najlepszy skutek wywierają neutrony o prędkościach ruchów cieplnych cząstek, czyli tzw. neutrony termiczne. Sztucznie wytwarzane izotopy: pluton-239 i uran-233 zachowują się podobnie jak uran-235.

Do praktycznej realizacji reakcji rozszczepienia konieczne jest stałe źródło neutronów rozbijających jądra. Źródło to mogą stanowić same jądra rozszczepiane. Podczas każdego aktu rozszczepienia wyzwala się 2-3 neutronów swobodnych, które mogą rozbić inne jądra. W ten sposób raz zapoczątkowana reakcja może rozprzestrzenić się na całą masę danego pierwiastka ciężkiego, uranu itp. Dlatego nazywa się ona łańcuchową /rys.2/.



Rys.2. Przebieg łańcuchowej reakcji rozszczepienia jąder atomowych uranu:

- Neutron pada na jądro uranu;
- Neutron zostaje pochłonięty przez jądro uranu;
- Jądro uranu po pochłonięciu neutronu zaczyna drgać;
- Jądro uranu rozpada się na 2 mniejsze jądra i jednocześnie wylatują z niego 2 lub 3 swobodne neutrony;
- Jeden z tych neutronów pada na inne jądro uranu i zostaje przez nie pochłonięty;
- Jądro uranu po pochłonięciu neutronu zaczyna drgać;
- Jądro uranu rozpada się na 2 mniejsze jądra i jednocześnie wylatują z niego 2 lub 3 swobodne neutrony itd.

W bryle złożonej z samego uranu naturalnego reakcja rozszczepienia nie może się rozwinąć w sposób łańcuchowy. Neutrony, wyzwolone z jąder uranu, szybko ulegają zahamowaniu i nie są już wtedy zdolne do rozszczepiania nowych jąder uranu-238. Ulegają one natomiast szczególnie łatwemu wychwytaniu przez te jądra. W toku następujących przemian powstaje nowy pierwiastek - pluton-239. Prawdopodobieństwo rozszczepienia jąder uranu-235 przez te neutrony jest bardzo małe ze względu na znikomą zawartość tego izotopu w uranie naturalnym.

- 20 -

W takiej sytuacji są do wyboru cztery drogi dalszego postępowania:

1. Tak znacznie wzbogacić bryłę uranu w izotop uranu-235, by pochłanianie neutronów przez uran-238 nie odgrywało poważniejszej roli. Zgodnie z danymi, przytaczanymi w literaturze, stężenie uranu-235 musi wzrosnąć do kilku - kilkunastu procent.

2. Tak szybko hamować neutrony, aby wkrótce po wyzwoleniu z rozszczepionych jąder stały się one termiczne, gdyż wtedy nie ulegają już pochłonięciu przez uran-238, a skutecznie rozszczepiają uran-235.

3. Produkować technicznie już opanowaną metodą pluton-239 z uranu-238 i w sztucznym tym pierwiastku przeprowadzać łańcuchową reakcję rozszczepienia.

4. Bombardować jądra atomowe toru neutronami, wyzwalanymi w czasie rozszczepiania jąder uranu. W toku następujących przemian tworzy się uran-233, który można wydzielić i wykorzystać podobnie jak pluton-239.

Jak już zaznaczono, dla praktycznej realizacji reakcji łańcuchowej rozszczepienia jąder konieczne jest, aby rdzeń reaktora zawierał dostateczną ilość materiału rozszczepialnego - większą od tzw. masy krytycznej.

Rdzeń otacza się zwykle tzw. zwierciadłem, czyli reflektorem z materiału, który odbija znaczną część neutronów, powstających w toku reakcji łańcuchowej, z powrotem do wnętrza rdzenia. Zastosowanie zwierciadła umożliwia zmniejszenie koniecznej masy krytycznej.

Jeżeli rdzeń składa się z czystego lub prawie czystego uranu-235, plutonu-239 itp., reakcja rozszczepienia zachodzi na skutek bombardowania neutronami prędkimi. Reaktor nazywamy wówczas prędkim. Stanowi on do pewnego stopnia bombę atomową na uwięzi.

Gdy rdzeń zawiera uran naturalny lub tylko nieznacznie wzbogacony, konieczne jest, jak wiadomo, dodanie specjalnego materiału hamującego neutrony, takiego jak ciężka woda, beryl czy grafit. Materiał taki nazywamy spowalniaczem lub moderatorem.

Niekontrolowana reakcja rozszczepienia ma przebieg lawinowy i prowadzi do zniszczenia reaktora. Dlatego regulujemy

- 21 -

jej przebieg przy pomocy prętów sterujących. Są one wykonane z materiałów silnie pochłaniających neutrony, takich jak kadm, węgiel boru czy hafn. Przez zanurzanie prętów sterujących we wnętrzu reaktora tłumi się reakcję łańcuchową rozszczepienia, a nawet można ją zupełnie "wygasić".

Pręty bezpieczeństwa, wykonane z identycznych materiałów jak sterujące, wiszą nad każdym reaktorem jako zabezpieczenie przed katastrofalną reakcją lawinową. Wpadają one samoczynnie do wnętrza reaktora, gdy pomimo obecności prętów sterujących reakcja łańcuchowa przebiegać zaczyna z nadmierną szybkością lub gdy zawiedzie np. układ chłodzący.

Ten ostatni służy do odbioru ciepła, wyzwalającego się w reaktorze w toku reakcji łańcuchowej. Jak wiadomo, już w chwili uruchomienia reaktora 92% energii uwalnianej jest pod postacią ciepła. Po jakimś czasie, gdy reaktor znajduje się już w stanie równowagi, ilość energii wyzwalanej pod postacią ciepła wzrasta do pełnych 100%. Układ chłodzący byłby niepotrzebny, gdyby potrafiono "gorące" produkty reakcji rozszczepienia, obdarzone ogromną energią, bezpośrednio wykorzystywać do wykonywania odpowiedniej pracy.

Ze względu na silne promieniowania, wyzwalane w każdym reaktorze, niebezpieczne nie tylko dla zdrowia, ale nawet dla życia ludzkiego, urządzenia te zawsze otacza się specjalnymi osłonami pochłaniającymi. Z osłon biologicznych można częściowo zrezygnować przy odpowiednim, znacznym zwiększeniu odległości dopuszczalnego zbliżenia.

Na skutek znacznej masy reaktorów rozszczepieniowych, spowodowanej głównie właśnie osłonami, urządzenia te nadawać się będą do napędu wielkich jedynie rakiet o masach przekraczających 100 ton. Zgodnie bowiem z rozmaitymi ocenami masa osłon biologicznych nie będzie mogła być mniejsza od 50 ton. Opierając się na oszacowaniach specjalistów, takich jak prof. Hsue-Szen Tsien, nie należy oczekiwać, by moce reaktorów rozszczepieniowych do napędu rakiet kosmicznych mogły być mniejsze od  $10^5$  MW.<sup>6</sup>

6. Patrz tablica 4 /od autora/.

- 22 -

Warto podkreślić, że moc największych reaktorów przemysłowych osiąga obecnie  $10^3$  MW.

Co więcej, dla uzyskania rozsądnej sprawności termodynamicznej trzeba będzie stosować temperatury znacznie wyższe od dotychczas spotykanych, zawarte w granicach  $2500^\circ$  do  $3500^\circ\text{C}$ . W związku z tym wymaga się pilna potrzeba opracowania nowych, ceramicznych materiałów konstrukcyjnych, odpornych na działanie wysokich temperatur oraz promieniowań jądrowych. W grę wchodzi w szczególności węgliki /węglik tytanu/, tlenki itp.

Sama konstrukcja reaktora napędowego będzie musiała być zwrócona ze względu na konieczną oszczędność kubatury rakiety. Dlatego prawdopodobnie największe znaczenie zdobędą w astronautyce reaktory prężne, tzn. wykorzystujące neutrony prężne. W urządzeniach takich paliwem jest, jak wiadomo, czysty izotop U-235 czy U-233, lub też Pu-239, brak natomiast spowalniacza - materiału hamującego neutrony. Dzięki temu masa reaktora, bez osłon biologicznych, przy wymienionych mocach nie będzie większa od kilku ton.

Nie można oczywiście zupełnie wykluczyć zastosowania reaktorów termicznych, w których wykorzystuje się neutrony ciepłe. Masy tych urządzeń będą jednak niestety znacznie większe niż odpowiednich reaktorów prężnych /które silnie się przebiegały odpychają na skutek zawartości jednoimiennych, dodatnich ładunków elektrycznych/ nadać odpowiednio wielką energię kinetyczną. Energię taką uzyskają one po nadaniu im odpowiednio dużej prędkości, a więc np. po ogrzaniu do temperatury wielu milionów stopni. Przeprowadzenie reakcji łączenia jąder, np. deuteru na skalę praktyczną, wymaga temperatury wyższej od 100 milionów stopni. Dlatego reakcje takie nazywamy termojądrowymi.

Na razie realizacja reakcji termojądrowych na skalę praktyczną zachodzi jedynie w czasie wybuchów bomb wodorowych. W Sta-

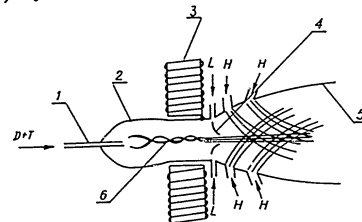
- 23 -

nach Zjednoczonych, w Wielkiej Brytanii i w Związku Radzieckim prowadzi się jednak intensywne badania nad możliwością przeprowadzenia kontrolowanych reakcji termojądrowych, w czasie których energia wyzwalałaby się w sposób zależny od woli człowieka. Zasadniczą trudność stanowi wytworzenie i podtrzymywanie dostatecznie wysokiej temperatury bez uszkodzenia czy zniszczenia komory reakcyjnej oraz realizacja łańcuchowej reakcji termojądrowej w tych warunkach.

Zgodnie z oceną wybitnych uczonych, takich jak prof. Bhabha, budowa działającego reaktora łączeniowego, termojądrowego jest sprawą najbliższych kilkunastu lat. W urządzeniu tym wykorzystywano się będzie przede wszystkim izotopy wodoru, w szczególności deuter i tryt oraz, być może, lit. Reaktor taki wymagał będzie prawdopodobnie dość dużego wyposażenia pomocniczego, takiego jak elektromagnesy, zespoły pomp i zbiorniki paliwa jądrowego. Chodzi bowiem o to, by umożliwić zachowanie wysokiej temperatury w obszarze reakcyjnym przy jednoczesnym zabezpieczeniu ścian urządzenia przed uszkodzeniem lub nawet zniszczeniem. Nie istnieje dzisiaj żaden opublikowany projekt reaktora łączeniowego termojądrowego. Można sobie jednak, w sposób oczywiście naiwny, wyobrazić schematycznie konstrukcję takiego reaktora.

Zasadniczą część tego urządzenia - komora reakcyjna - powinna znajdować się między biegunami potężnego elektromagnesu. /rys.3/.

Do komory nieustannie doprowadzałoby się mieszaninę materiału napędowego pod postacią np. gazowych izotopów wodoru: trytu T i deuteru D. Mieszanina wlatywałaby przez rurę metalową, stanowiącą jednocześnie jedną z elektrod. Druga elektroda byłaby



Rys.3 Schemat ideowy reaktora łączeniowego termojądrowego:

- 1 - rura metalowa, doprowadzająca mieszaninę deuteru /D/ z trytem /T/, stanowiącą jednocześnie jedną z elektrod,
- 2 - komora reakcyjna,
- 3 - bieguny elektromagnesu,
- 4 - druga elektroda /zawieszona sprężyną kowalową litu/,
- 5 - dysza wylotowa,
- 6 - paliwo, w którym przebiega reakcja termojądrowa, skreślone pod wpływem pola magnetycznego elektromagnesu w "sznurku".

- 24 -

potrzebna jedynie do zapoczątkowania reakcji termojądrowej. Elektroda tą wprowadzałoby się w razie potrzeby do przeciwnego wylotu komory reakcyjnej zawieszoną sproszkowanego metalu - litu.

Do obu elektrod przyłożyłoby się napięcie, dzięki któremu przez strumień gazowego paliwa przepłynąłby potężny prąd elektryczny o natężeniu wielu milionów amperów. Strumień ogrzałby się więc do kilkunastu czy nawet kilkudziesięciu milionów stopni. W tych warunkach nie mogą już istnieć nietknięte atomy, a jedynie mieszanina jąder i elektronów, czyli tzw. plazma. Jądra reagowałyby w wysokiej temperaturze ze sobą, gdyż w tych warunkach mogłyby one zbliżyć się do siebie na dostatecznie małą odległość. Z wodoru tworzyłyby się hel i jednocześnie wyzalałaby się ogromna ilość energii, kilkakrotnie większa, przy danej masie paliwa, niż w przypadku rozszczepienia ciężkich jąder.

Z chwilą zapoczątkowania reakcji termojądrowej dalszy zewnętrzny zapłon elektryczny stałby się już zbędny. W rozpalonej plazmie reagowałyby coraz to nowe, świeżo nadpływające porcje materiału napędowego. Utworzony hel wraz z pewną ilością niezużytego deuteru i trytu uchodziłby z komory reakcyjnej. Już poza tą komorą skrajnie gorące gazy mieszałyby się ze zwykłym wodorem oddając jego atomom wielkie ilości energii. Rozpalona mieszanina mogłaby teraz zostać wykorzystana do napędu rakiet kosmicznych.

Wielka masa elektromagnesów i innych urządzeń pomocniczych spowoduje zapewne, że reaktory łączeniowe termojądrowe nadawać się będą jedynie do napędu wielkich rakiet, których masa, podobnie jak w przypadku reaktorów rozszczepieniowych, przekraczać będzie 100 ton. Również ocena koniecznych mocy napędowych pozostaje taka sama jak dla reaktorów rozszczepieniowych. Moce te w omawianym wypadku wyniosą znów setki tysięcy megawatów.

Jest rzeczą oczywistą, że, chociaż w małym obszarze samej reakcji termojądrowej temperatura osiągnie co najmniej dziesiątki milionów stopni, mieszanina gazów wylotowych uzyska temperaturę znacznie niższą. Podobnie jak w przypadku reaktorów rozszczepieniowych jako wartości użytkowe przyjąć będzie trzeba przedział 2500° do 3500°C. Z tą sprawą wiąże się więc znów konieczność opracowania nowych materiałów żaroodpornych.

- 25 -

Przy stosowaniu deuteru i trytu należy liczyć się z intensywnym promieniowaniem neutronowym. Wymaga to znów stosowania ciężkich osłon biologicznych o masie rzędu co najmniej 50 ton. Trudności tej można by uniknąć stosując jako paliwo izotop He-3. Wtedy jednak minimalna temperatura, potrzebna do zapoczątkowania i podtrzymania reakcji, będzie znacznie wyższa od 100 milionów stopni.

Zgodnie z oceną amerykańskiej Komisji Energii Atomowej reaktory łączeniowe termojądrowe odznaczać się będą wrodzonym bezpieczeństwem działania zarówno na nieznaczną ilość paliwa w samej komorze reakcyjnej jak i z uwagi na brak promieniotwórczych produktów reakcji /przeciwnie niż w reaktorach rozszczepieniowych/.

Jak się jednak okazało, reakcje syntezy lekkich jąder, takich jak wodoru, mogą przebiegać nawet w temperaturach niższych od minus 250° C. Nową drogę przeprowadzania takich reakcji odkrył przed kilku miesiącami prof. L. Alvarez z Uniwersytetu Kalifornijskiego w Berkeley. Chodzi o tzw. katalityczną reakcję łączenia jąder.

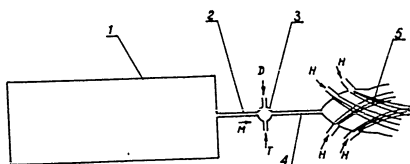
W normalnym atomie wodoru dookoła jądra krąży jeden elektron. Dodatni ładunek jądra jest więc zubożony przez ujemny ładunek elektronu. Zamiast tej maleńkiej, ujemnej cząstki dookoła jądra wodoru może również krążyć jeden z tzw. ciężkich elektronów, czyli mezonów. Mezon taki musi mieć oczywiście też ładunek ujemny. Najbardziej "długozyciowy" znany mezon  $\mu$ , który istnieje przeciętnie przez 2 milionowe części sekundy, ma masę około 210 razy mniejszą od elektronu. Dlatego atom z tym mezonem, tzw. atom mezonowy  $\mu$  wodoru, ma średnicę 210 razy mniejszą od zwykłego atomu.

Nic więc dziwnego, że taki atom może zbliżyć się do drugiego atomu wodoru na odległość setki razy bliższą niż normalnie to bywa. Zbliżenie takie wystarczy, aby jądra obu atomów zlały się ze sobą wyzwalając znaczną energię. Mezon  $\mu$  nie bierze udziału w reakcji i może teraz przeskoczyć do innego atomu i znów spowodować syntezę dwu jąder. Działa on więc podobnie do katalizatora i dlatego nowa reakcja nazwana została katalityczną reakcją łączenia jąder. Będzie ona mogła uzyskać znaczenie praktyczne, gdy odkryty zostanie dostatecznie długozyciowy

- 26 -

mezon ujemny o znacznie większej trwałości od cząstki  $\mu$ . Istnienie tego rodzaju ciężkiego elektronu przewiduje znany fizyk radziecki Alichanow.

Katalityczne reakcje łączenia lekkich jąder nadawałyby się doskonale jako źródło energii dla rakiet kosmicznych. Odpadałoby wtedy kłopotliwa konieczność wytwarzania skrajnie wysokich temperatur w silniku oraz ogromne trudności ze skuteczną ochroną jego ścian przed działaniem takich temperatur. Jeśli



Rys.4. Schemat ideowy reaktora łączeniowego katalitycznego:

- 1 - urządzenie wytwarzające wiązkę mezonów /M/,
- 2 - rura doprowadzająca wiązkę mezonów /M/ do ciekłej mieszaniny deuteru i trytu,
- 3 - mieszalnik deuteru i trytu,
- 4 - kanał reakcyjny,
- 5 - dysza, w której następuje rozcieńczenie gorących produktów reakcji katalitycznej zwykłym wodorem /H/,
- M - wiązka mezonów,
- D - przewód doprowadzający deuter,
- T - przewód doprowadzający tryt,
- H - przewody doprowadzające zwykły wodór.

reaktora łączeniowego katalitycznego będzie stanowiło oczywiście urządzenie, wytwarzające wiązkę odpowiednich mezonów. Mezony te doprowadza się będzie chyba do ciekłej mieszaniny odpowiednich substancji reagujących, takich jak np. deuter i tryt. Ciekła mieszanina ma znacznie większą gęstość niż gaz i dlatego prawdopodobieństwo zajścia w niej reakcji jądrowych jest wydatnie większe. Celem dalszego ułatwienia reakcji przepuszczać ją moż-

uda się praktycznie zrealizowanie katalitycznych reakcji syntezy jąder, wówczas przeprowadzać się je będzie w urządzeniach, którym można nadać nazwę reaktorów łączeniowych katalitycznych. Trudno przewidzieć rzeczywisty kształt takich reaktorów. Można podać jedynie bardzo uproszczony schemat takich urządzeń /rys.4/.

Jedną z zasadniczych części

- 27 -

na wąskim strumieniem wzdłuż osi wiązki mezonów przez odpowiednią rurę. Gorące produkty reakcji rozcieńczać można np. zwykłym wodorem. Powstająca mieszanina, o znacznej zawartości energii, nadawałaby się do wykorzystania do napędu statków kosmicznych.

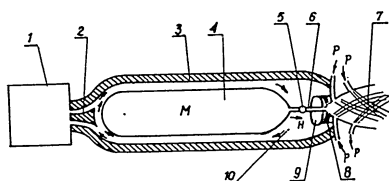
Innym źródłem energii dla statków kosmicznych mogłaby się stać reakcja zlewania elektronów z jądrami atomowymi na skutek spadku pierwszych tych cząstek na jądra. Spadek taki przewiduje ułożony amerykański, R.L.Carroll w swojej nowej teorii. Zgodnie z przypuszczeniami Carrolla zjawisko to powinno nastąpić po dostatecznie silnym oziębieniu dowolnego ciała, tak aby jego temperatura stała się niższa od tzw. zera bezwzględnego, tzn. minus  $273,16^{\circ}\text{C}$ . Po zlanii elektronów z jądrami, czyli tzw. anihilacji, powinna wyzwolić się ogromna energia, znacznie większa niż we wszystkich dotychczas znanych procesach. Energią tą zostałyby obdarzone powstające w czasie procesu strumienie cząstek i promieni gamma. Ponieważ w tym przypadku teoretycznie obojętny jest materiał, w jakim proces taki by zachodził, więc "paliwem" rakiet mogłaby być dowolna substancja, taka nawet jak zwykły piasek pod warunkiem naturalnie, że udałoby się ją dostatecznie zamrozić. Teoria Carrolla wymaga jednak oczywiście jeszcze sprawdzenia doświadczalnego.

W przypadku szczęśliwej realizacji omawianej reakcji - na skalę praktyczną przeprowadzałoby się ją w urządzeniach, które można by nazwać reaktorami anihilacyjnymi. Urządzenia te trzeba by wyposażać w aparaturę do wytwarzania skrajnie niskich temperatur, co stanowi zadanie bynajmniej niełatwe. Wypada jeszcze zauważyć, że ze względu na konieczność utrzymywania w obszarze reakcyjnym niskiej temperatury i wyzwalanie się przeciwdziałającej temu stanowi znacznej energii reaktory anihilacyjne działałyby prawdopodobnie w sposób impulsowy.

Podawanie nawet schematu ideowego przyszłego reaktora anihilacyjnego jest właściwie rzeczą przedczesną. Warto jednak, dla uzmysłowania sobie pewnych charakterystycznych cech tego urządzenia, spróbować naszkicować zgrubsza jego zarysy, chociaż z całą pewnością rzeczywisty reaktor, jeżeli kiedykolwiek w ogóle zostanie zrealizowany, będzie odznaczał się znacznie doskonalszym kształtem.

- 28 -

Jak już wiemy, materiałem napędowym może być w tym przypadku dowolna substancja. Byłoby jednak najwygodniej, gdyby występowała ona pod postacią cieczy, gdyż wtedy łatwo można ją przesyłać za pomocą odpowiednich pomp oraz rurociągów. Dla ułatwienia praktycznej realizacji anihilacji jest pożądane, by substancja napędowa została zmagazynowana w temperaturze możliwie bliskiej zera bezwzględnego. W tym celu powinna ona być umieszczona w zbiorniku o ścianach ochłodzonych najlepiej



Rys. 5. Schemat ideowy reaktora łączeniowego anihilacyjnego:

- 1 - chłodziarka ciekłego helu,
- 2 - przewód doprowadzający oziębiony ciekły hel do chłodnicy,
- 3 - chłodnica materiału napędowego /strzałki wskazują kierunek obiegu ciekłego helu/,
- 4 - zbiornik materiału napędowego /helu/,
- 5 - pompa podająca materiał napędowy do kanału reakcyjnego,
- 6 - przewód doprowadzający materiał napędowy do kanału reakcyjnego,
- 7 - dysza wylotowa,
- 8 - izolacja cieplna,
- 9 - doziębacz,
- 10 - kanał reakcyjny,
- 11 - przewód doprowadzający ciekły hel z chłodnicy do chłodziarki,

He - ciekły hel,  
M - materiał napędowy,  
P - rury doprowadzające substancję odrzutową, pochłaniającą energię wyzwoloną w procesie anihilacji.

surowe warunki realizacji reakcji anihilacji w sposób dość jednoznaczny ograniczają teoretyczne możliwości wyboru tego materiału.

ciekłym helu, który, jak wiadomo, wrze w temperaturze minus 269°C /rys. 5/. Celem utrzymania niskiej temperatury helu trzeba by go nieustannie dochładzać za pomocą specjalnej chłodziarki, a oprócz tego osłonić od zewnątrz dostatecznym "pancerzem" izolującym.

Zimny materiał napędowy, który w temperaturze ciekłego helu byłby jeszcze cieczą, musiałby być sam równieź tylko skroplonym helu.

Jak widać więc,

- 29 -

Nie analizując bliżej tego zagadnienia zauważamy, że wspomniany materiał, podawany przez pompę, docierałby do kanału reakcyjnego, znajdującego się wewnątrz specjalnego doziębacza. To ostatnie urządzenie ochładzałoby materiał napędowy do temperatury dostatecznie bliskiej zera bezwzględnego, w której zachodziłaby reakcja anihilacji. Powstające strumienie cząstek i promieniowanie gamma przechodziłoby do odpowiedniej dyszy. Tutaj przekazywałyby one energię swą właściwej substancji pochłaniającej, dostarczanej całym układem przewodów. Substancja ta, poważnie wzbogacona tym sposobem w energię, byłaby wykorzystywana do napędu rakiety kosmicznej.

### 3. Drogi realizacji napędu jądrowego rakiety

Jakkolwiek jądrowe silniki raketowe nie zostały dotychczas zrealizowane, ogłoszono już wiele prac teoretycznych na ich temat. Na podstawie tych prac można sobie już wyrobić pewien pogląd na przyszłe drogi rozwojowe tych silników. Wszelkie teoretycznie możliwe ich typy zostały wyszczególnione w oddzielnym zestawieniu /tabl. 3/.

Oczywiście wymienione silniki na miejscu dotychczasowej komory spalania zawierałyby odpowiedni reaktor jądrowy jednego z typów poprzednio wyszczególnionych, a więc rozszczepieniowy, łączeniowy /termojądrowy czy katalityczny/ lub wreszcie anihilacyjny.



- 30 -

Tablica 3  
Typy jądrowych silników raketowych

| Lp.             | Typ             | Sposób wykorzystania energii jądrowej                                                                               | Prędkość rakiety [km/sek] [1] | Zastosowanie w komunikacji kosmicznej                  |
|-----------------|-----------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------|--------------------------------------------------------|
| 1.              | Jądrowe cieplne | pod postacią ciepła do nadania energii kinetycznej atomom oddzielnej masy odrzutowej /wodoru/                       | 3 - 90                        | na najbliższe ciała niebieskie: Księżyc, Mars, Wenus   |
| 2.              | Jonowe          | do wytwarzania i rozpędzania wiązki jonów jako masy odrzutowej                                                      | 12 - 500                      | na wszystkie planety, aż do krańców układu słonecznego |
| 3.              | Proste jądrowe  | pod postacią energii kinetycznej samych produktów reakcji jądrowych jako masy odrzutowej                            | 2100 - 90000                  | do najbliższych gwiazd                                 |
| 4.              | Fotonowe        |                                                                                                                     |                               |                                                        |
| a. adiabatyczne |                 | pod postacią energii kinetycznej, zawartej w materii paliwa, do wytwarzania strumienia fotonów jako masy odrzutowej | 90 - 3000                     | na wszystkie planety, aż do krańców układu słonecznego |
| b. adiabatyczne |                 | pod postacią energii kinetycznej, zawartej w materii paliwa, do wytwarzania strumienia fotonów jako masy odrzutowej | 24000 - ok. 300000            | do gwiazd                                              |

#### 4. Jądrowe silniki cieplne

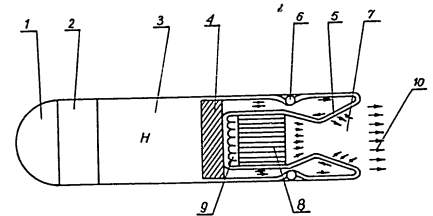
W jądrowym silniku raketowym cieplnym, jak sama nazwa wskazuje, do napędu wykorzystywać się będzie ciepło powstałe w re-

- 31 -

aktorze z energii jądrowej. Najprostszym i najbardziej realnym typem takiego silnika wydaje się w tej chwili taki, w którym wykorzystano by klasyczny już dziś reaktor termiczny. Jak wiadomo, w reaktorze tym szybkość rozszczepiania paliwa regulowana jest dogodnie za pomocą zespołu odpowiednich prętów sterujących. Cały materiał rozszczepialny znajduje się stale w "komorze spalania". Regulacji podlega jedynie szybkość "spalania". Wytworzone ciepło zostaje przekazane odpowiedniemu płynowi robocznemu, który w tym przypadku stanowi masę odrzutową rakiety /rys.6/.

Z istniejących obecnie najrozszerzonych projektów koncepcyjnych silników z reaktorami rozszczepieniowymi, opracowanych przez prof. Duoroqa /Francja/, dra Shepherd'a i Cleavera /Wielka Brytania/, prof. Hsue-Szen Tsien'a /obecnie Chin/, ostatni, pomimo rozmaitych braków, wyróżnia się pod względem technicznym.

W silniku, proponowanym przez urozonego chińskiego, masę odrzutową stanowi wód. Zgodnie z prawem zachowania pędu



Rys.6. Szkic rakiety z silnikiem jądrowym cieplnym rozszczepieniowym:

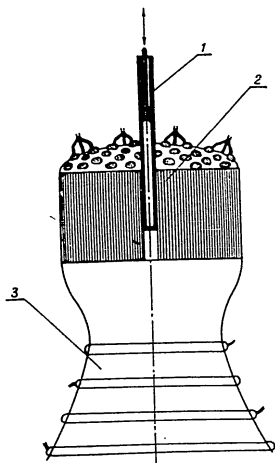
- 1 - pomieszczenia załogi,
- 2 - magazyny, warsztaty,
- 3 - zbiornik /zwykłego/ wodoru H,
- 4 - osłony biologiczne,
- 5 - przewód doprowadzający wódór do reaktorów i do dyszy wylotowej,
- 6 - pompy przetłaczające ciepły wódór /strzałki wskazują kierunek przepływu wodoru, który ochłodzi ściany dyszy wylotowej i reaktora/,
- 7 - dysza wylotowa,
- 8 - reaktor jądrowy,
- 9 - wlot wodoru do reaktora,
- 10 - kierunek wylotu gazów odrzutowych.

7. Patrz załączony wykaz literatury, pozycje [2], [3], [4] /od autora/.

- 32 -

du jego atomy, jako posiadające najmniejszą masę ze wszystkich atomów w ogóle, uzyskują największą prędkość wylotową.

Wodór ten wnika do wnętrza reaktora /rys.7/, umieszczonego w tylnej części statku, przez rurę kadmową, stanowiącą jeden z prętów sterujących. Należy tu podkreślić, że pomysł zastosowania kadmu nie jest szczęśliwy. Materiał ten w wysokiej temperaturze, jaka panować ma w reaktorze prof. Tsien, z całą pewnością ulotniłby się. Na jego miejsce należałoby użyć wykorzystywanego obecnie hafnu lub jego szczególnie trudnoplwowego związku - węgliku hafnu.



Rys. 7a. Przekrój przez silnik rozszczepieniowy rakiety profesora H.S. Tsien:

- 1 - pręt sterujący, którego wnętrzem płynie chłodziwo - gazowy wodór H /strzałki wskazują kierunek przepływu gazu/
- 2 - reaktor jądrowy,
- 3 - dysza wylotowa, się na zewnątrz nadając rakiecie potężny odrzut.

Rys. 7b. Fragment wnętrza reaktora z rys. 7a. Widać 3 stożkowe elementy uranowo-grafitowe, w których przebiega reakcja rozszczepienia. Obok przekrój tych elementów w płaszczyźnie.

Rura-pręt sterujący zaopatrzona jest w ogromną ilość porów, którymi wodór przedostaje się do wnętrza reaktora. Po odebraniu pewnej ilości ciepła gorący strumień tego gazu wypływa do dyszy wylotowej, a stamtąd wydostaje

- 33 -

Sam reaktor składa się z wielu stożkowych rur o porowatych ściankach. Ścianki te wykonane są z trudnoplwowego węgliku uranu, zawierającego uran i węgiel w odpowiednim stosunku /uran stanowi materiał rozszczepialny, a węgiel - spowalnic/. Grubość ścianek wynosi około 3 mm. Dzięki porowatości, a zatem dzięki ogromnej powierzchni wewnętrznej reaktora, wodór może skutecznie odbierać ciepło wyzwalane w czasie reakcji jądrowej. We wnętrzu stożkowych rur osiąga on temperaturę bliską 3000° C.

Najważniejsze dane charakterystyczne silnika jądrowego 1 rakiety według projektu prof. Hsue-Szen Tsien dla materiałów rozszczepialnych o różnym stopniu wzbogacenia w rzadki izotop uran-235 - podane zostały w oddzielnym zestawieniu /tabl. 4/.

Tablica 4

Porównanie danych charakterystycznych rakiety jądrowej ciepłej rozszczepieniowej prof. Hsue-Szen Tsien z danymi rakiety A-4 /V-2/

|                                             | A-4 /V-2/                         | Rakiety prof. Tsien                |                                    |
|---------------------------------------------|-----------------------------------|------------------------------------|------------------------------------|
|                                             |                                   | U-235:U-238=1:10                   | U-235:U-238=1:1                    |
| Masa całkowita [t]                          | 12,7                              | 1560                               | 751                                |
| Masa reaktora [t]                           | -                                 | 33,6                               | 16,3                               |
| Masa paliwa [t]                             | 8,75<br>/tlen+alkohol/            | 0,59<br>/uran/                     | 0,17<br>/uran/                     |
| Masa odrzutowa [t]                          | 8,75<br>/gazy spalino-<br>we/     | 1246<br>/wodór/                    | 601<br>/wodór/                     |
| Prędkość wylotowa gazów [km/sek]            | 2,1                               | 7,4                                | 7,4                                |
| Prędkość końcowa rakiety [km/sek]           | 1,56                              | 8,4                                | 8,4                                |
| Moc reaktora [MW]                           | -                                 | 1,6 · 10 <sup>5</sup>              | 7,7 · 10 <sup>4</sup>              |
| Siła ciągu x czas działania silnika [t sek] | 25,4 · 68 = 1,7 · 10 <sup>3</sup> | 2600 · 358 = 9,3 · 10 <sup>5</sup> | 1251 · 358 = 4,5 · 10 <sup>5</sup> |

Jak widać, przetoczone dane odnoszą się do rakiet, które mogłyby się stać sztucznymi satelitami Ziemi. Nie byłyby one jednak zdolne do nawet jednokierunkowego lotu na Księżyc. W tym bowiem przypadku najmniejsza prędkość, jaką musi uży-

- 34 -

skać statek, aby pokonać pole grawitacyjne naszej planety, wynosi, jak wiadomo, 11,2 km/sek blisko powierzchni Ziemi.

Z tablicy 4 wynika również, że wielkość krytyczna rakiety kosmicznej z reaktorem rozszczepieniowym byłaby dość znaczna. Redukcja koniecznej masy odrzutowej mogłaby nastąpić jedynie w tym przypadku, gdyby zmniejszyć masę pozostałych części rakiety, przede wszystkim zaś samego silnika. Mogłoby to nastąpić dzięki zastosowaniu "paliwa" jądrowego, znacznie wzbogaconego w materiał rozszczepialny, np. uranu, zawierającego wydatną ilość izotopu uran-235. W tym przypadku zwiększyłoby się prawdopodobieństwo schwytania neutronów swobodnych przez jądra rozszczepialne ze względu na znacznie większe ich stężenie w "paliwie".

Skuteczne wykorzystanie tych neutronów w reaktorze zależy również od rozmiarów pasożytniczego "wychwytu" przez materiały reaktora. Prawdopodobieństwo takiego "wychwytu" maleje w miarę wzrostu prędkości neutronów. Dlatego najbardziej opłacalne jest wykorzystanie neutronów prędkich. Zagadnienie redukcji rozmiarów reaktora i jego masy wiąże się więc nieodłącznie z problemem zastosowania reaktorów prędkich lub przynajmniej pośrednich, w których łańcuchową reakcję rozszczepienia podtrzymują neutrony pośrednie o prędkościach mniejszych od neutronów prędkich, ale większych od termicznych.

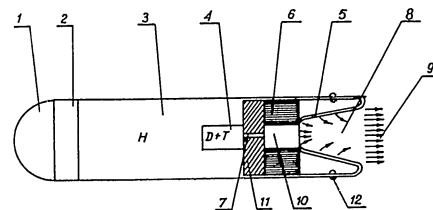
Można ocenić, że na proponowanej drodze uda się zmniejszenie masy rakiety do około 200 ton. Jest to wielkość, z którą inżynierowie-konstruktorzy będą mogli ostatecznie się zgodzić w niezbyt odległej już przyszłości. Przy masie wodoru rzędu 160 ton i średnicy statku około 10 m jego długość wyniosłaby tylko około 40 m.

Oczywiście źródłem energii w silnikach jądrowych ciepłych do napędu rakiet nie musi być koniecznie reaktor rozszczepieniowy. Z równym powodzeniem zastąpić go prawdopodobnie będzie można reaktorem łączeniowym. Można sobie wyobrazić, jak powinna mniej więcej być zbudowana rakietka z takim reaktorem typu np. termojądrowego /rys.8/.

Jest rzeczą jasną, że zbiorniki materiału napędowego, w tym przypadku mieszaniny deuteru i trytu, stanowiłyby stosunkowo małą część masy statku. Dużo miejsca zajmowałyby natomiast zbiorniki zwykłego wodoru, który rozcieńczałby bardzo gorące, bo-

- 35 -

gate w energię produkty reakcji łączenia jąder i, sam się od nich ogrzewając, stanowił główną masę odrzutową.

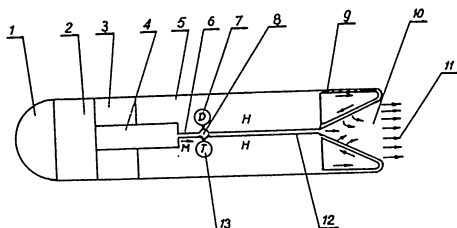


Rys.8. Schemat ideowy rakiety ciepłej z silnikiem łączeniowym termojądrowym:

- 1 - pomieszczenia załogi,
- 2 - magazyn, warsztaty,
- 3 - zbiornik zwykłego wodoru H,
- 4 - zbiornik mieszaniny deuteru D z trytem T,
- 5 - przewód doprowadzający wodór do dyszy wylotowej,
- 6 - urządzenia sterujące i wyposażenie pomocnicze reaktora termojądrowego,
- 7 - przewód doprowadzający mieszaninę deuteru z trytem  $D + T$  do reaktora,
- 8 - dysza wylotowa,
- 9 - kierunek wylotu gazów odrzutowych,
- 10 - właściwy reaktor,
- 11 - osłony biologiczne,
- 12 - pompy obiegowe.

Inna musiałaby być budowa silnika z reaktorem łączeniowym typu katalitycznego /rys.9/. Wprawdzie i tu zasadniczą masę odrzutową stanowiłby zwykły wodór, rozcieńczający obdarzone wielką energią produkty reakcji syntezy. Poważną część masy rakiety stanowiłaby jednak elektrownia i akcelerator, wytwarzający wiązkę odpowiednich mezonów. Mezony te biegłyby współosiowo wraz z mieszaniną deuteru i trytu przez specjalny kanał reakcyjny, gdzie w znacznej mierze zachodziłaby reakcja łączenia jąder.

- 36 -



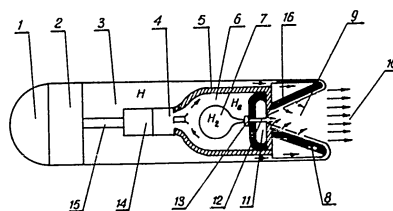
Rys.9. Schemat ideowy rakiety cieplnej z silnikiem łączeniowym katalitycznym:

- 1 - pomieszczenia załogi,
- 2 - magazyny, warsztaty,
- 3 - elektrownia,
- 4 - akcelerator wytwarzający wiązkę mezonów M,
- 5 - zbiornik masy odrzutowej /wodoru H/,
- 6 - rura doprowadzająca wiązkę mezonów M do ciekłej mieszaniny deuteru i trytu,
- 7 - zbiornik deuteru D,
- 8 - mieszalnik deuteru i trytu,
- 9 - przewód doprowadzający masę odrzutową do dyszy wylotowej,
- 10 - dysza wylotowa,
- 11 - kierunek wylotu gazów odrzutowych,
- 12 - kanał reakcyjny,
- 13 - zbiornik trytu T.

Dość osobliwą konstrukcją musiałaby odznaczać się rakietą cieplną z reaktorem anihilacyjnym /rys.10/. I ona zawierałaby elektrownię, zasilającą jednak specjalne urządzenia chłodnicze. W ogóle cały statek stanowiłby coś w istocie swej paradyksalnego. Z jednej strony w jego silniku wyzwalaliby się znaczne ilości energii, które wykorzystawaliby się pod postacią ciepła. Z drugiej zaś, - dla zapewnienia działania tego silnika - trzeba by było utrzymywać w większej części rakiety skrajnie niskie temperatury.

Z tego też powodu znaczną objętość we wnętrzu statku zajmowałyby zbiorniki ciekłego wodoru. Wodór ten spełniałby podwój-

- 37 -



Rys.10. Schemat ideowy rakiety cieplnej z silnikiem anihilacyjnym:

- 1 - pomieszczenia załogi,
- 2 - magazyny, warsztaty,
- 3 - zbiornik ciekłego wodoru H,
- 4 - chłodzarka ciekłego helu,
- 5 - izolacja cieplna,
- 6 - chłodnica materiału napędowego /helu/, wypełniona ciekłym helem /strzałki wskazują kierunek obiegu cieczy/,
- 7 - zbiornik materiału napędowego /ciekłego helu/,
- 8 - przewód doprowadzający wodór H do dyszy wylotowej,
- 9 - dysza wylotowa,
- 10 - kierunek wylotu gazów odrzutowych,
- 11 - doziewacz materiału napędowego /helu/,
- 12 - kanał reakcyjny,
- 13 - pompa podająca materiał napędowy /ciekły hel/ do kanału reakcyjnego,
- 14 - elektrownia,
- 15 - korytarz prowadzący do elektrowni,
- 16 - osłony biologiczne.

ne zadanie. Uniemożliwiałby on ogrzanie się helu, zawartego w centralnej części rakiety, a jednocześnie stanowiłby on właściwą masę odrzutową, która uzyskiwałaby odpowiednią energię kinetyczną po pochłonięciu energii, wyzwolonej w procesie anihilacji.

Wspomniany hel, jak już wiadomo, byłby materiałem napędowym. Mając temperaturę niewiele już różną od zera bezwzględnego ulegałby on odpowiedniemu dalszemu ochłodzeniu w tzw. doziewacz, środkiem którego biegłby kanał reakcyjny. Tutaj po

- 38 -

osiągnięciu dostatecznie niskiej temperatury hel ulegałby właśnie anihilacji. Trudno sobie dziś wyobrazić, jak cały ten proces w rzeczywistości mógłby przebiegać. Nie jest jednak wykluczone, że istotną rolę odgrywałoby tu zjawisko pewnego jak gdyby opóźnienia czy zawieszenia na bardzo krótki czas samego procesu anihilacji i wyzwolenia energii. Takie właśnie zjawisko umożliwiłoby przesunięcie pożądanego a jednocześnie pod pewnym względem kłopotliwego, nagłego wyzwolenia ogromnej energii w sam wylot kanału reakcyjnego albo nawet do obszaru, znajdującego się już poza tym kanałem, w początkowej części dyszy wylotowej. W takim przypadku uwalniana energia anihilacji mogłaby być wygodnie pochłaniana przez masę odrzutową - wodor, dostarczany do dyszy siecią odpowiednich przewodów.

Oczywiście, przytoczone tu koncepcje mają na celu tylko zorientowanie się w możliwych kierunkach rozwojowych napędu jądrowego rakiet. Ponieważ ilustrują one jedynie potencjalne możliwości, oparte na pewnych przesłankach teoretycznych, trudno wymagać, by odznaczały się one matematyczną ścisłością i by były one całkowicie wolne od niedokładności. Z całą pewnością, w miarę upływu lat, w miarę rozwoju nauki i techniki, w miarę pogłębiania się naszej wiedzy - braki te coraz wyraźniej rzucić się będą w oczy i wtedy przytoczone projekty będą musiały ulec odpowiedniej modyfikacji, czy też bardzo znacznej ewolucji.

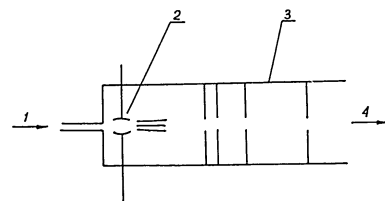
## 5. Silniki jądrowe jonowe

W silnikach rakietowych jonowych masę odrzutową stanowią jony. Dla nadania statkowi dostatecznie dużej siły ciągu konieczne jest, by jony miały możliwie wielką masę i dostatecznie dużą prędkość. Prędkość tę muszą one uzyskać kosztem energii odpowiednich pól elektrycznych, wytwarzanych w znanych fizykom urządzeniach - akceleratorach. Do napędu rakiet szczególnie nadają się tzw. akceleratorzy liniowe - rury, których wewnątrz przelatują jony nabierając stopniowo coraz większej prędkości /rys.11/.

Do wytwarzania jonów, a zwłaszcza do ich przyspieszania, konieczne jest źródło poważnej energii. W niezbyt wielkich od-

- 39 -

ległościach od gwiazd, np. w obrębie wewnętrznej części naszego układu planetarnego, sięgającej aż po orbitę Marsa, źródłem takim może być promieniowanie słoneczne. W dalszych jednak

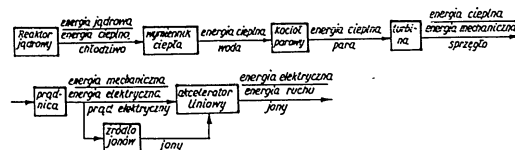


Rys.11. Schemat ideowy akceleratora liniowego:

- 1 - doprowadzenie par metalu, którego atomy ulegają przekształceniu w jony,
- 2 - źródło jonów, w którym atomy metalu przekształcają się w jony,
- 3 - właściwy akcelerator /tu jony ulegają przyspieszeniu/
- 4 - strumień jonów.

nego-rakieta zdana będzie na własne zasoby energii.

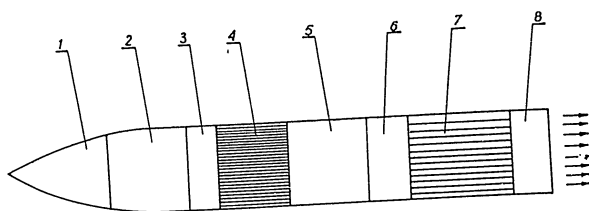
W tym przypadku szczególnie cenne okazać się różne źródła energii jądrowej. Istnieje obecnie cały szereg koncepcji wykorzystania reaktorów w statkach o napędzie jonowym, zarówno na bardzo okólnej drodze pośredniej /rys.12/ jak i bezpośredniej.



Rys.12. Schemat pośredniego wyzyskania energii jądrowej do napędu jonowego rakiet.

D.C.Romiok [5] /USA/ proponuje np. konstrukcję rakiety, zaopatrzonej w elektrownię jądrową z reaktorami rozszczepieniowymi, o łącznej mocy 1200 MW /rys.13/. Uzyskana energia elektryczna

- 40 -



Rys.13. Szkic rakiety /projekt dra Romioka/ z silnikiem jądrowym jonowym rozszczepieniowym:

- 1 - pomieszczenia załogi i pracownię,
- 2 - magazyny,
- 3 - rozdzielnia,
- 4 - zbiorniki pomocniczego paliwa chemicznego,
- 5 - elektrownia,
- 6 - reaktory rozszczepieniowe,
- 7 - akceleratorzy liniowe,
- 8 - silniki rakietowe chemiczne.

służyłaby do wytwarzania i przyspieszania jonów azotu, które wylatywałyby z dyszy rakiety z prędkością 620 km/sec. Dane charakterystyczne tej rakiety podane zostały w oddzielnym zestawieniu /tabl.5/.

Obliczenia wykazują, że rakieta Romioka byłaby zdolna do wykonania podróży na Jowisza i z powrotem w ciągu niecałych 3 lat.

Gdyby udało się poważnie zmniejszyć kłopotliwą masę silnika, wówczas oczywiście statek o napędzie jonowym mógłby osiągnąć nawet 10-krotnie większe prędkości. Przy zastosowaniu silnika takiej samej mocy jak w rakiecie Romioka trzeba by było zabrać wtedy odpowiednio większy zapas masy odrzutowej i materiału napędowego, ale rozpędzanie do prędkości maksymalnej i cała podróż trwałaby kilkadziesiąt lat. Taka byłaby cena za możliwość osiągnięcia dalekich krańców naszego układu słonecznego - orbit Neptuna czy Plutona. Jedynie znaczne zwiększenie mocy silnika, bez wydatnego zwiększenia jego masy, pozwoliłoby na uzyskanie wspomnianych wielkich prędkości w rozsądnym

- 41 -

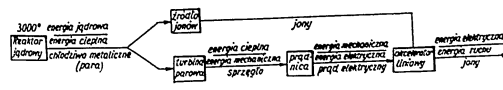
Tablica 5

Dane charakterystyczne rakiety z silnikiem jądrowym jonowym, zaprojektowanej przez D.C. Romioka

|                                                        |                                                |
|--------------------------------------------------------|------------------------------------------------|
| Masa całkowita rakiety [t]                             | 1000                                           |
| w tym:                                                 |                                                |
| silnik [t]                                             | 818                                            |
| /reaktory, akceleratorzy, urządzenia pomocnicze/       |                                                |
| materiał napędowy [t]                                  | ok. 2                                          |
| /uran/                                                 |                                                |
| masa odrzutowa [t]                                     | 70                                             |
| /azot/                                                 |                                                |
| Moc cieplna reaktora [MW]                              | 1200                                           |
| Moc łączna akceleratorów liniowych i źródeł jonów [MW] | 270                                            |
| Ilość łączna akceleratorów liniowych w wiązce [szt]    | 5000                                           |
| Natężenie strumienia jonów [A]                         | 0,5 A . 5000 = 2500                            |
| Prędkość wylotowa jonów [km/sec]                       | 620                                            |
| Prędkość końcowa rakiety [km/sec]                      | 21                                             |
| Siła ciągu x czas działania silnika [tsek]             | 0,09x4,32.10 <sup>7</sup> =3,9.10 <sup>6</sup> |

okresie niewielu lat. Wtedy właśnie loty do kresu naszego układu planetarnego mogłyby stać się rzeczywistością.

Zmniejszenie masy silnika musiałoby nastąpić na drodze uproszczenia konstrukcji. Pierwszym krokiem w tym kierunku byłoby wyeliminowanie wymiennika ciepła i obiegu wodnego /rys.14/. Chłodziwo metaliczne zamieniałoby się w reaktorze

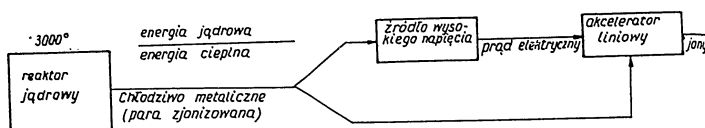


Rys.14. Schemat uproszczonego, pośredniego wyzyskania energii jądrowej do napędu jonowego rakiety.

- 42 -

od razu w parę, która napędzałaby turbiny elektrowni. To samo gorące chłodziwo, o temperaturze wyższej od 1000 stopni, byłoby wykorzystywane do jonizacji atomów masy odrzutowej na drodze termicznej.

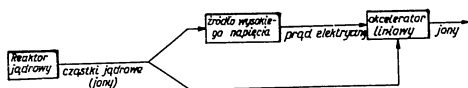
Dalsze uproszczenie polegałoby na bezpośredniej jonizacji chłodziwa w reaktorze /rys.15/. Otrzymany strumień



Rys.15. Schemat zupełnie uproszczonego, pośredniego wyzyskania energii jądrowej do napędu jonowego rakiet.

jonów mógłby częściowo być wyzyskany do zasilania akceleratorów, a częściowo - jako masa odrzutowa, przyspieszana w tych akceleratorach.

W skrajnym wreszcie przypadku sam jądrowy materiał napędowy mógłby być źródłem jonów /rys.16/. W czasie reakcji jądrowych



Rys.16. Schemat bezpośredniego wyzyskania energii jądrowej do napędu jonowego rakiet.

materia występuje bowiem w postaci zjonizowanej. Jony te zasilająby układ akceleratorów w energię elektryczną, a jednocześnie stanowiłyby masę odrzutową. Statki z takim napędem przedstawiałyby już typ przejściowy, bardzo zbliżony do rakiet z prostym silnikiem jądrowym.

- 43 -

## 6. Proste silniki jądrowe

Jest rzeczą interesującą, że niektórzy autorzy projektów silników jądrowych proponują wykorzystanie do napędu rakiet również nagłych procesów jądrowych, takich jak np. lawinowe rozszczepienie ciężkich jąder czy łączenie lekkich. Jest to oczywiście najprostsz, ale skrajny sposób wykorzystania energii. W czasie przemian tego rodzaju prędkości produktów zbliżają się do prędkości światła. Zgodnie ze znanym wzorem Einsteina mamy wówczas do czynienia z relatywistycznym przyrostem masy. Teoria rakiet przybiera wtedy postać odmienną od klasycznej, a równania jej stają się bardziej złożone [4].

Podwaliny takiej teorii stworzył szwajcarski fizyk - Ackeret. Zgodnie z nią, do klasycznego wzoru Ciołkowskiego:

$$\frac{m_0}{m_k} = e^{\frac{U}{W}}, \quad \dots \dots \dots /1/$$

gdzie:

- $m_0$  - masa początkowa rakiet,
- $m_k$  - masa końcowa rakiet,
- $e$  - podstawa logarytmów naturalnych,
- $U$  - prędkość końcowa rakiet,
- $W$  - prędkość wylotowa strumienia cząstek masy odrzutowej -

wchodzi prędkość światła  $c$ :

$$\frac{m_0}{m_k} = \left( \frac{1 + \frac{U}{c}}{1 - \frac{U}{c}} \right)^{\frac{c}{2W}} \quad \dots \dots \dots /2/$$

Stąd:

$$\frac{U}{c} = \frac{1 - \left( \frac{m_k}{m_0} \right)^{\frac{2W}{c}}}{1 + \left( \frac{m_k}{m_0} \right)^{\frac{2W}{c}}} \quad \dots \dots \dots /3/$$

- 44 -

Na wykresie /rys.17/ pokazano przykładowo zależność między  $U/c$ , tzn. stosunkiem prędkości końcowej statku do prędkości światła, a  $W/c$ , tzn. stosunkiem prędkości wylotowej strumienia masy odrzutowej do prędkości światła dla stosunku mas  $m_0/m_k = 2$ . Jak widać, przy małych prędkościach wyniki teorii klasycznej zgodne są z wynikami teorii relatywistycznej. Gdy prędkość wylotowa  $W$  staje się równa  $c$ , relatywistyczna wartość prędkości końcowej  $U$  wynosi zaledwie około 60% wartości klasycznej. Innymi słowy, przy użyciu cząstek o skrajnych prędkościach, takich jak fotony promieniowania czy chociażby neutrony z procesu rozszczepienia, prędkość końcowa rakiety jest znacznie mniejsza od obliczonej na podstawie wzorów klasycznych. Pomimo to przy  $W = c$  prędkość końcowa osiąga jednak wartość maksymalną.

Rys.17

Wykres zależności prędkości rakiety  $U$  /a właściwie  $\frac{U}{c}$  od prędkości wylotowej  $W$  /a właściwie  $\frac{W}{c}$ . klas. - obliczono według wzorów klasycznych; rel. - obliczono według wzorów relatywistycznych.

zatem i cząstki jądrowe nie mogą poruszać się z prędkością światła. Zgodnie ze wzorem Einsteina masa ich musiałaby wzrosnąć wtedy nieskończenie. Jeśli więc zmuszeni jesteśmy posługiwać się strumieniami cząstek, wówczas stosunek mas  $m_0/m_k$  będzie mniej korzystny niż w skrajnym przypadku, gdy  $W = c$ . Oczywiście, dążenie do uzyskania maksymalnej prędkości wylotowej pozostaje sprawą nadal aktualną. W celu wyznaczenia tej prędkości trzeba rozwiązać następujące zagadnienie:

Jaka, dla danej masy końcowej  $m_k$  i przy określonej wartości całkowitej energii  $m_k c^2$ , powinna być wielkość masy odrzutowej  $bm_k$ , aby prędkość końcowa  $U$  osiągnęła wartość maksymalną?

- 45 -

Masa początkowa rakiety wynosi oczywiście:

$$m_0 = m_k + \varepsilon m_k + bm_k = m_k / 1 + \varepsilon + b; \dots \dots \dots /4/$$

stąd:

$$\frac{m_k}{m_0} = \frac{1}{1 + \varepsilon + b} \dots \dots \dots /5/$$

Można wykazać, że:

$$\frac{W}{c} = \sqrt{1 - \left(\frac{b}{b + \varepsilon}\right)^2} \dots \dots \dots /6/$$

Podstawiając /5/ i /6/ do wzoru /3/ zgodnie z wynikami Akereta otrzymujemy:

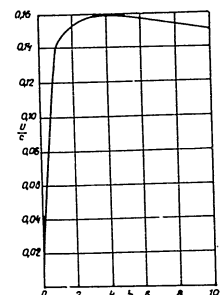
$$\frac{U}{c} = \frac{1 - \left(\frac{1}{1 + \varepsilon + b}\right)^2 \sqrt{1 - \left(\frac{b}{b + \varepsilon}\right)^2}}{1 + \left(\frac{1}{1 + \varepsilon + b}\right)^2 \sqrt{1 - \left(\frac{b}{b + \varepsilon}\right)^2}} \dots \dots \dots /7/$$

Trzeba teraz zbadać zależność  $U/c$  od  $b$  dla danej wartości  $\varepsilon$ . Wykres tej zależności, przy  $\varepsilon = 0,02$ , przedstawia rys.18.

Z wykresu tego wynika, że prędkość końcowa wykazuje płaskie maksimum przy  $b \approx 4$ . Maksimum to odpowiada 16,1% prędkości światła, czyli około 48000 km/sek.

Optymalna wartość  $b \approx 4$  oznacza, że zgodnie z zależnością /5/ najbardziej skuteczne wykorzystanie masy odrzutowej następuje przy stosunku mas równym:

$$\frac{m_k}{m_0} \approx \frac{1}{1 + \varepsilon + 4} \approx \frac{1}{5} \dots \dots \dots /8/$$

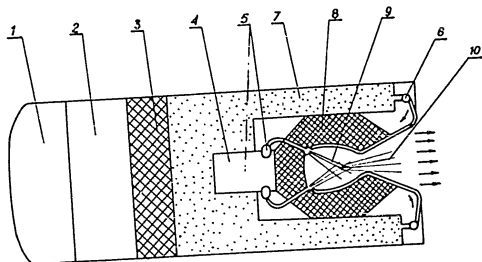


Rys.18. Wykres zależności prędkości  $U$  rakiety /a właściwie  $\frac{U}{c}$  od wartości współczynnika  $b$  dla  $\varepsilon = 0,02$ .



- 46 -

Nie jest jednakże możliwe zrealizowanie prostego silnika jądrowego przy takim stosunku mas. Dla  $\epsilon = 0,02$  i  $b = 4$  energia, której może dostarczyć jądrowy materiał napędowy, jest równoważna 0,5% jego masy. Ilość ta przewyższa prawie 500 tysięcy razy ilość wyzwalaną w czasie procesów chemicznych.



Rys. 19. Schemat ideowy rakiety z prostym silnikiem jądrowym rozszczepieniowym:

- 1 - pomieszczenie załogi,
- 2 - magazyny,
- 3 - osłony,
- 4 - zbiornik materiału rozszczepialnego /paliwa jądrowego/,
- 5 - urządzenia przekształcające stałe paliwo jądrowe w stan gazowy,
- 6 - pompy,
- 7 - zbiornik substancji pomocniczej,
- 8 - urządzenia kontrolujące przebieg reakcji rozszczepienia w fazie gazowej w reaktorze,
- 9 - reaktor jądrowy,
- 10 - dysza wylotowa.

Przy zachowaniu zatem optymalnych warunków temperatura w prostym silniku jądrowym musiałaby wzrosnąć w tym samym stosunku w porównaniu z temperaturami, panującymi w komorze spalania współczesnych raketowych silników chemicznych. Ze względu na stosowane materiały konstrukcyjne jest to zupełnie niemożliwe do zrealizowania.

Gdyby nawet, dzięki jakiemś nadzwyczajnemu postępowi techniki udało się zwiększyć temperaturę w silniku jądrowym 10-krotnie w porównaniu z dotychczas stosowanymi, to wówczas b

- 47 -

łoby wzrosnąć do zupełnie nierealnej wartości 400 000 zamiast 4. Zgodnie ze wzorem:

$$\frac{U}{c} = \frac{W}{c} \ln /1 + b/ = \sqrt{\frac{2\epsilon}{b}} \ln /1 + b/, \dots \dots /9/$$

wzorem nierelatywistycznym, którym możemy zastąpić wzór /7/ bez popełnienia znaczniejszego błędu, prędkość końcowa w omawianym wypadku osiągnęłaby zaledwie 1/40 wartości optymalnej. Konieczne jest więc poszukiwanie rozwiązania na innej drodze.

Jeżeli jednak w dalekiej przyszłości proste silniki jądrowe zostałyby skonstruowane, wówczas stałyby się one jednymi z najlepszych jednostek napędowych rakiet kosmicznych. Statki te będą bowiem mogły uzyskiwać prędkości rzędu tysięcy i dziesiątków tysięcy kilometrów na sekundę /tabl.3/. To z kolei pozwoli na przemierzanie naszego układu słonecznego w ciągu niewielu dni. Pomimo znacznych strat masy odrzutowej omawiane rakiety nadawałyby się również do komunikacji międzygwiazdowej.

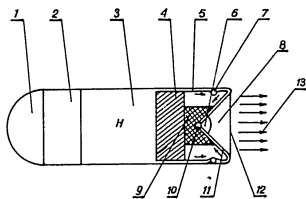
#### 7. Silniki jądrowe fotonowe

Odrębną klasę silników jądrowych stanowią tzw. silniki fotonowe. W silnikach tych, zgodnie z propozycją dra Sängera [4] masę odrzutową stanowią będą "cząstki" światła, czyli tzw. fotony. Dzięki temu prędkość odpowiadającej rakiety, wyposażonej w tego rodzaju jednostki napędowe, będzie mogła wzrosnąć do niebywałej wartości wielu tysięcy kilometrów na sekundę /tabl.3/.

Dr Sänger podzielił silniki fotonowe na dwa typy: adiabatyczne i adiabatyczne. W pierwszych z nich jedynie o z e s c materii substancji napędowej ulegnie przekształceniu w promieniowanie - strumień fotonów. Dzięki temu temperatura silnika będzie mogła zostać utrzymana w rozsądnych granicach. Sprawą dalekiej przyszłości są natomiast silniki fotonowe adiabatyczne, w których o a z a masa materiału napędowego ulegać będzie przemianom w strumień fotonów.

Dr Sänger bardziej szczegółowo zajął się silnikami adiabatycznymi. Zdaniem jego, istotną część takich silników powinna stanowić tzw. lampa jądrowa /rys.20/. Urządzenie to stanowiłoby

- 48 -



Rys. 20. Schemat ideowy rakiety fotonowej dra Sängera:

- 1 - pomieszczenia załogi i pracowni,
- 2 - magazyny,
- 3 - zbiornik materiału napędowego,
- 4 - osłony biologiczne,
- 5 - przewód doprowadzający materiał napędowy do reaktora łączeniowego,
- 6 - reaktor łączeniowy termojądrowy,
- 7 - pompy / strzałki wskazują kierunek przepływu materiału napędowego /,
- 8 - lampa jądrowa,
- 9 - urządzenia pomocnicze i sterujące reaktora termojądrowego,
- 10 - głowica dostarczająca materiał napędowy reaktora,
- 11 - ściana doskonale odbijająca fotony,
- 12 - ściana doskonale przepuszczająca fotony,
- 13 - kierunek wylotu strumienia fotonów.

przez "cząstki" promieniowania.

Termojądrowe reakcje łączenia się jąder izotopów najbliższych pierwiastków na skalę praktyczną mogą, jak wiadomo, zachodzić dopiero w temperaturach rzędu co najmniej dziesiątków, jeżeli nie setek milionów stopni Celsjusza. Tworzące się wtedy między innymi jądra helu uzyskują prędkości równe 12% prędkości światła, a więc 37 000 km/sek. Inne cząstki osiągają podobne prędkości. Wspomniane jądra helu w gazie pod ciśnieniem 1 atmosfery miałyby zasięg kilkudziesięciu centymetrów. Ich energia jest tak wielka, że mogłyby one na skutek zderzeń pobudzić do świecenia

niejako przedłużenie reaktora łączeniowego termojądrowego. Produkty reakcji termojądrowych, obdarzone wielkimi energiami kinetycznymi, przedostawałyby się do lampy jądrowej. Tam zderzałyby się one z atomami gazu, wypełniającego lampę. W czasie tych zderzeń oddawałyby znaczną część swojej energii pobudzając atomy do świecenia, a więc do wysyłania fotonów. Tak więc lampa jądrowa stanowiłaby ogromny transformator energii przekształcając wielkie jej porcje, wyzwalane w reaktorach termojądrowych, w drobne - unoszone

- 49 -

kilka milionów atomów gazu, wypełniającego właśnie lampę jądrową.

Dr Sänger ocenia, że tylko nieznaczna ilość wyzwolonej w silniku energii uległaby przekształceniu w promieniowanie ciepłe. Dzięki odpowiedniej metodzie kontroli reakcji termojądrowych świecący gaz, wypełniający lampę, znajdował się będzie na ogół w stanie spoczynku praktycznie nie ogrzewając ścian lampy jądrowej.

Lampa ta jednak, dla zapobieżenia ulatnianiu się gazu, musiałaby stanowić oczywiście zamknięte naczynie. Z tego powodu jej ściany powinny odznaczać się szczególnymi właściwościami optycznymi. Jedną z tych ścian, znajdującą się w miejscu dawnej dyszy wylotowej rakiet, musi mieć nadzwyczaj wielką przezroczystość, miliony razy doskonalszą od zwykłego szkła. Tylko wtedy potężny strumień fotonów okaże się zdolny do uchodzenia w przestrzeń bez jednoczesnego niszczenia ścian lampy jądrowej. Pozostałe jej ściany muszą natomiast wyjątkowo skutecznie odbijać fotony nie pochłaniając ich w praktyce, ani też nie odbierając części ich energii. W przeciwnym razie im również groziłoby zniszczenie.

Takie rygorystyczne warunki będą mogły zostać spełnione dopiero dzięki rewolucyjnym postępom techniki dalekiej przyszłości. Trzeba bowiem pamiętać, że ciśnienie promieniowania zwykłych oświecanych żarówek, stosowanych do oświetlania mieszkań, jest rzędu  $10^{-10}$  atmosfery tuż przy powierzchni żarówki. Tymczasem ciśnienie promieniowania w lampie jądrowej osiągnie wartość dziesiątek atmosfer! Energia tego promieniowania jest tak potężna, że jego stożek, wychodzący z silnika fotonowego, przy masie statku wynoszącej 100 ton, z odległości jeszcze 1000 kilometrów zapaliłby lasy i osiedla na obszarze 8000 km<sup>2</sup>. Z odległości 50 km w ciągu kilku sekund topiłby on metalowe płyty. Nawet doskonale wypolerowane srebrne zwierciadło wyparowałoby pod uderzeniem tego strumienia w odległości 10 km od lampy jądrowej.

Sprawę wykorzystania silników fotonowych prawie - adiabatycznych w podróżyach międzygwiazdowych podjął ostatnio W. Peschka [6]. Jego zdaniem, rakiety, zaopatrzone w tego rodzaju silniki, osiągnęłyby prędkości różniące się od prędkości światła zaled-

- 50 -

wie o kilka promille. W tym przypadku stosunki masy statku w chwili startu do masy po wyczerpaniu materiału napędowego  $m_0/m_k$  przy podróżach do najbliższych gwiazd - Syriusza i Wega uzyskalyby niezwykle wartości od 100 do 3600.

Całkowity czas podróży do Syriusza wyniosłoby 19 lat, w odniesieniu do rakiety jednak - tylko 6 lat, ze względu oczywiście na znane efekty relatywistyczne. Przy locie do Wega odpowiednie wartości wyniosłyby - 57 i 8 lat. Zgodnie z wnioskami, wpływającymi z teorii względności, załoga ludzka w czasie takich podróży powinna wolniej się starzeć niż człowiek przebywający na Ziemi. Najprawdopodobniej, ze względu na relatywistyczny przyrost masy, tok reakcji chemicznych i przemiany materii w żywych organizmach uległby znacznemu zwolnieniu. Pociąg-nęłoby to za sobą, jak się wydaje, pewien stan letargu czy odrętwienia, z którego załoga wyszłaby - po odpowiedniej utracie prędkości przy automatycznie sterowanym hamowaniu - w czasie dolatywania do celu podróży.

- 51 -

## Literatura

- [1] E.Sänger. Zur Theorie der Photonenraketen, Space-flight problems - Materiały IV Kongresu IAF, Zürich, 1953 str. 32-40, Laubscher & Cie, Biel/Bienne, 1954.
- [2] A.Ducroq. Le moteur nucléaire, J.B.I.S., 2, nr 2, 28, /1947/.
- [3] L.R.Shepherd, A.V.Cleaver. The atomic rocket, J.B.I.S., 2, 185 i 234 /1948/; 2, nr 1, 23-37 i nr 2, 59-70, /1949/, lub Realities of space travel, str.136-173, Putnam, London, 1957.
- [4] H.S.Tsien. Rockets and other thermal jets using nuclear energy; C.Goodman. The science and engineering of nuclear power, t.2, str.177-192; Addison-Wesley, Cambridge, Mass., 1949.
- [5] D.C.Romick. Basic design principles applicable to reaction propelled space vehicle; Bericht über den V.Internazionalen Astronautischen Kongress, Innsbruck, 1954, str.81-99 u.Springer, Wien/Innsbruck, 1955.
- [6] W.Peschka. Über die Überbrückung interstellbarer Entfernungen, Astronautica Acta, 2, nr 4, 191-200, /1956/.

- 52 -

# OBLICZANIE TORÓW PRZECIWILOTNICZYCH POCISKÓW RAKIETOWYCH, KIEROWANYCH METODĄ WIĄZKI PROWADZĄCEJ

Mgr inż. Danuta Marchel i mgr inż. Franciszek Wolniew  
/Instytut Mechaniki Precyzyjnej, Warszawa/

## WYKAZ WAŻNIEJSZYCH OZNACZEŃ

- $a$  - odległość początkowa celu od osi,
- $B$  - moment bezwładności pocisku względem osi poprzecznej, przechodzącej przez środek ciężkości,
- $C$  - moment bezwładności pocisku względem osi podłużnej,
- $c$  - punkt położenia celu,
- $c$  - parametr /odległość nadajnika wiązki od rzutu toru celu na płaszczyznę  $(\xi, \eta)$ ,
- $C_m$  - charakterystyka momentu oporu powietrza,
- $C_m = \frac{C_m}{\sigma}$  - współczynnik momentu,
- $C_x$  - charakterystyka oporu czołowego,
- $C_y$  - " siły nośnej,
- $C_y = \frac{C_y}{\sigma}$  - współczynnik siły nośnej,
- $d$  - kaliber pocisku,
- $F$  - pole największego przekroju poprzecznego pocisku,
- $F_v$  - pole przekroju wylotowego dyszy,
- $G$  - ciężar pocisku,
- $G_0$  - ciężar początkowy pocisku,
- $G_{\text{ciężarowy}}$  - ciężarowy wydatek sekundowy paliwa,
- $g$  - przyspieszenie ziemskie,
- $H_0$  - wysokość lotu celu,
- $h$  - całkowita długość pocisku,
- $l$  - ramię oporu powietrza,
- $M$  - masa pocisku,
- $M_0$  - masa początkowa pocisku,
- $M_p$  - moment oporu powietrza,

- 53 -

- $O_{xyz}$  - ruchomy układ współrzędnych prostokątnych związany z pociskiem,
- $O'_{xyz}$  - nieruchomy układ współrzędnych prostokątnych, w którym zachodzi ruch wiązki prowadzącej,
- $O''_{xyz}$  - stały układ współrzędnych prostokątnych,
- $P$  - punkt położenia pocisku,
- $p_a$  - ciśnienie atmosferyczne,
- $p_e$  - ciśnienie wylotowe gazów z dyszy silnika raketowego,
- $Q$  - siła poprzeczna do stycznej do toru,
- $R$  - siła oporu powietrza,
- $R_x$  - siła oporu czołowego,
- $R_y$  - siła nośna,
- $R_y = \frac{R_y}{\sigma}$ ,
- $S$  - siła ciągu,
- $s$  - odległość osi obrotu silnika od środka ciężkości rakiety,
- $t$  - czas liczony od chwili startu rakiety,
- $\tau$  - czas liczony do chwili przejścia celu przez os  $\xi$ ,
- $u_c$  - prędkość celu,
- $u_e$  - prędkość wylotowa gazów z dyszy silnika,
- $u_p$  - prędkość pocisku,
- $\alpha$  - kąt Resale'a,
- $\alpha'$  - azymut,
- $\beta$  - kąt Resale'a,
- $\sigma$  - kąt natarcia,
- $\epsilon$  - kąt odchylenia wektora siły ciągu od osi podłużnej rakiety,
- $\delta$  - kąt między osią wiązki prowadzącej a osią układu nieruchomego,
- $\epsilon_0$  - początkowa wartość kąta  $\epsilon$ ,
- $\chi$  - kąt nachylenia płaszczyzny ruchu wiązki prowadzącej do pionu,
- $\rho$  - gęstość powietrza,
- $\phi$  - kąt między styczną do toru a osią  $\xi$  układu nieruchomego,
- $\psi$  - kąt Resale'a,
- $\omega$  - kąt określający położenie siły ciągu.

- 54 -

## I. Wstęp

Zapewnienie spotkania raketowego pocisku przeciwlotniczego z celem jest zadaniem złożonym, zależnym od wielkiej ilości czynników, związanych z ruchem celu, napędem, konstrukcją i właściwościami aerodynamicznymi pocisku oraz cechami charakterystycznymi układu śledzącego ruch celu i kierującego pociskiem.

Wstępnym wszakże warunkiem wykonania tego zadania jest, aby z punktu widzenia mechaniki lotu pocisk był w stanie dotrzeć do celu o zadanych parametrach ruchu przy różnych warunkach początkowych ruchu pocisku. Obok współrzędnych pocisku w przestrzeni konieczna jest znajomość prędkości, przyspieszeń i innych ważnych czynników ruchu pocisku, otrzymywanych przy obliczaniu toru; dlatego obliczenie toru jest jednym z zasadniczych elementów analizy spotkania pocisku z celem.

Tor pocisku kierowanego jest w ogólnym przypadku linią krzywą o zmiennej krzywizmie, zależnej przede wszystkim od przyjętej metody kierowania. Aby taki tor mógł być zrealizowany, musi istnieć siła normalna do stycznej do toru tym większa, im większa jest wymagana krzywizna toru.

Źródłem tej siły normalnej do stycznej, będącej w istocie siłą dośrodkową, może być albo siła normalna siły ciągu, powstała z skutek odchylenia strumienia gazów, wylatujących z dyszy silnika, od osi podłużnej rakiety lub siła normalna siły oporu powietrza /siła nośna/. Przyczyną zaś, powodującą pojawienie się tych sił mogą być albo wychylenia samego strumienia gazów, albo ruchy osi rakiety, wywołane bądź ruchami strumienia gazów, bądź działaniem sterów aerodynamicznych. Chodzi tu oczywiście o nieokresowe ruchy rakiety dookoła środka ciężkości, podobnie jak w problemie głównym klasycznej balistyki zewnętrznej okresowe wahania osi pocisku nie są uwzględniane przy obliczaniu toru.

Problemem obliczania torów przeciwlotniczych pocisków rakietowych kierowanych metodą wiązki prowadzącej za pomocą wychylnej strugi gazów wylotowych zajmowali się: E. Perret, R. Sängner i

- 55 -

H. Voellmy<sup>1</sup>. Wymienieni autorzy podali rozwiązanie zadania piaskiego, tzn. dla przykładu, kiedy cel przelatuje pionowo nad stanowiskiem ogniowym, wówczas bowiem wszystkie siły działające na pocisk leżą w jednej płaszczyźnie.

Jeżeli cel nie przelatuje pionowo nad stanowiskiem ogniowym, wówczas wektor siły ciężkości nie leży w płaszczyźnie działania pozostałych sił, w związku z czym cały problem staje się trójwymiarowy i równania ruchu pocisku ulegają pewnym zmianom.

Analizie tego ogólnego przypadku ruchu celu poświęcony jest właśnie niniejszy artykuł.

Ponadto, przy całkowaniu układu równań różniczkowych toru wskazana zostanie droga pozwalająca na uniknięcie pewnych założeń upraszczających, wprowadzonych przez Perreta, jak również podane zostaną przykłady obliczeniowe przeprowadzone metodą całkowania liczbowego i za pomocą analizatora równań różniczkowych.

Do obliczeń przyjmujemy pierwszą hipotezę ruchu celu /cel leci po linii prostej ze stałą prędkością i na stałej wysokości/ oraz założymy, że środek ciężkości pocisku znajduje się stale dokładnie na osi wiązki prowadzącej, co odpowiada idealnemu działaniu serwomechanizmów układu sterowania. Przy tym założeniu niemożliwe stają się oczywiście okresowe ruchy rakiety dookoła środka ciężkości, gdyż takim ruchem musiałaby naturalnie towarzyszyć ruchy środka ciężkości dookoła osi równowagi dynamicznej. Skoncentrujemy uwagę na trzech sposobach kierowania, wykorzystujących odchylenie strugi gazów wylotowych od osi podłużnej rakiety. Przyjmujemy mianowicie, że dla pierwszego sposobu kierowania pocisk posiada tak duży moment oporu powietrza /moment stabilizacyjny/, że jego oś podłużna pokrywa się stale ze styczną do toru. Siłą dośrodkową, potrzebną pociskowi do ruchu po krzywej, dostarczy w tym przypadku składo-

1. E. Perret, E. Roth, R. Sängner und H. Voellmy, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Physik, 3, Nr 4, 241-258 /1952/; tłumaczenie w "Woprosy Rakietnoj Tehniki", 3/21/1954.

- 56 -

wa poprzeczna siły ciągu, powstała wskutek odchylenia strugi gazów wylotowych o kąt  $\epsilon$ , od osi rakiety.

W przypadku drugiego sposobu kierowania przyjmujemy natomiast istnienie bardzo małego momentu stabilizacyjnego, tak że nawet małe wychylenie strugi o kąt  $\epsilon$ , obróci raketę wokół środka ciężkości, przy czym jednocześnie zostanie obrócona struga dającą żadaną składową poprzeczną.

Wreszcie w trzecim sposobie siłę poprzeczną, niezbędną w ruchu po krzywej, dostarczają płaty nośne, najczęściej w układzie krzyżowym, związane sztywno z kadłubem rakiety. Aby na płatach powstała siła nośna, konieczne jest nadanie im, a wraz z nimi całej rakiecie, pewnego kąta natarcia względem stycznej do toru. W tym celu należy wychylić strugę o kąt  $\epsilon$ , dla zrównoważenia momentu oporu powietrza.

Jak łatwo zauważyć, odchylenie strugi w dwóch ostatnich przypadkach będzie miało znak przeciwny w stosunku do przypadku pierwszego.

## II. SIŁY I MOMENTY DZIAŁAJĄCE NA POCISK

Pomijając drugorzędne siły /jak np. siłę Coriolisa/, nie mające zasadniczego wpływu na ruch pocisku przeciwnolotnego, uwzględnimy następujące siły i momenty:

### 1/ Siła ciągu

$$S = \dot{m} U_e + F_w (p_e - p_a), \quad \dots \quad /1/$$

gdzie  $\dot{m} = \frac{dM}{dt}$  oznacza jednostkowy wydatek masy gazów wypływających z dyszy z prędkością  $V_e$ ,

$F_w$  - pole powierzchni wylotowego przekroju dyszy,

$p_e$  - ciśnienie gazów wylotowych w przekroju wylotowym dyszy,

$p_a$  - ciśnienie atmosferyczne.

### 2/ Ciężar rakiety

Chwilowa masa rakiety w czasie pracy silnika w przypadku stałego wydatku paliwa wyrazi się wzorem:

- 57 -

$$M = M_0 - \int_0^t \dot{m} dt = M_0 - \dot{m} t \quad \dots \quad /2/$$

$M_0$  oznacza tu masę początkową rakiety.  
Przechodząc do ciężaru otrzymamy:

$$G = Mg = M_0 g - mgt = G_0 - G_{\text{sek}} t \quad \dots \quad /3/$$

### 3/ Siły i momenty aerodynamiczne

Oprzemy się na sposobie opisu sił i momentów stosowanym najczęściej w aerodynamice:

a/ opór czołowy

$$R_x = c_x \frac{\rho v_p^2}{2} F, \quad \dots \quad /4/$$

przy czym  $c_x$  oznacza charakterystykę aerodynamiczną oporu czołowego, zależną od kąta natarcia, liczby Macha, liczby Reynoldsa i in.,

$\rho$  - gęstość powietrza,

$v_p$  - prędkość pocisku,

$F$  - pole największego przekroju poprzecznego pocisku.

b/ siła nośna

$$R_y = c_y \frac{\rho v_p^2}{2} F \quad \dots \quad /5/$$

lub po założeniu często spotykanej w praktyce liniowej zależności  $c_y$  od kąta natarcia:

$$c_y = c'_y \sigma, \quad \dots \quad /6/$$

$$R_y = R'_y \sigma = c'_y \frac{\rho v_p^2}{2} F \sigma \quad \dots \quad /7/$$

przy czym  $c'_y$  oznacza charakterystykę aerodynamiczną siły nośnej,

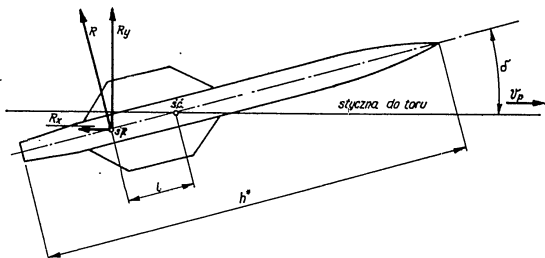
$c'_y$  - współczynnik siły nośnej,

$\sigma$  - kąt natarcia.

- 58 -

o/ moment oporu powietrza

Zgodnie z rys.1:



Rys. 1

Układ sił aerodynamicznych działających na pocisk.

$$M_p = R_x l \sin \sigma + R_y l \cos \sigma \quad \dots \dots /8/$$

Przyjmując, że kąt  $\sigma$  jest mały, otrzymamy:

$$M_p \approx (R_x \sigma + R_y) l = (c_x + c'_y) \frac{\rho v^2}{2} F l \sigma \quad \dots \dots /9/$$

Ponieważ najczęściej:

$$c'_y \gg c_x, \quad \dots \dots /10/$$

możemy napisać:

$$M_p \approx R_y l \quad \dots \dots /11/$$

gdzie:  $l$  - ramię oporu powietrza.

Moment oporu powietrza można także wyrazić za pomocą długości całkowitej pocisku:

$$M_p = c_m \frac{\rho v^2}{2} F h^* = c'_m \frac{\rho v^2}{2} F h^* \sigma \quad \dots \dots /12/$$

gdzie:  $c_m$  - charakterystyka aerodynamiczna momentu,  
 $c'_m$  - współczynnik momentu,  
 $h^*$  - całkowita długość pocisku.

- 59 -

Zgodnie z /11/ mamy więc:

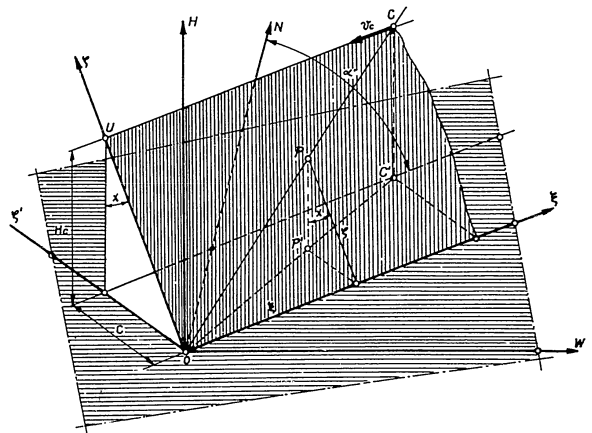
$$c_m \approx c_y \frac{l}{h^*} \quad \dots \dots /13/$$

Wielkości  $c_x$ ,  $c_y$  i  $c_m$  można pomierzyć, np. w tunelu aerodynamicznym jako funkcje kąta natarcia  $\sigma$ , liczby Macha  $Ma$ , liczby Reynolda  $Re$  i innych parametrów.

## III. UKŁADY WSPÓŁRZĘDNYCH

Dla pełniejszego ujęcia zagadnienia posłużymy się trzema układami współrzędnych prostokątnych:

1. Stałym układem  $O'NWH$ , którego środek pokrywa się ze stanowiskiem nadajnika wiązki prowadzącej, oś  $N$  wyznacza kierunek północy topograficznej, a oś  $H$  jest normalną do powierzchni ziemi /rys.2/.



Rys.2

Układy współrzędnych stałych:  $O'NWH$  - układ związany z ziemią,  
 $Oxyz$  - układ związany z płaszczyzną wiązki prowadzącej  
 $p$  - pocisk,  
 $c$  - cel,  
 $O'p$  - płaszczyzna ruchu wiązki prowadzącej,  
 $X$  - kąt nachylenia płaszczyzny ruchu wiązki do pionu.

- 60 -

2. Układem  $O'\xi\eta\zeta$ , związanym z płaszczyzną, w której zachodzi ruch wiązki prowadzącej /rys.2/.  
Przypuśćmy, że ruch celu zadany jest przez azymut  $\alpha' = \text{const}$ , wysokość lotu  $H = \text{const}$ , prędkość  $V_0 = \text{const}$  oraz tzw. parametr  $c = \text{const}$ .  
Jeżeli ponadto będziemy znali współrzędne pocisku w płaszczyźnie ruchu wiązki  $O'\xi\eta\zeta$ , to możemy obliczyć współrzędne pocisku w stałym układzie  $ONWH$  stosując następujące wzory przeliczeniowe:

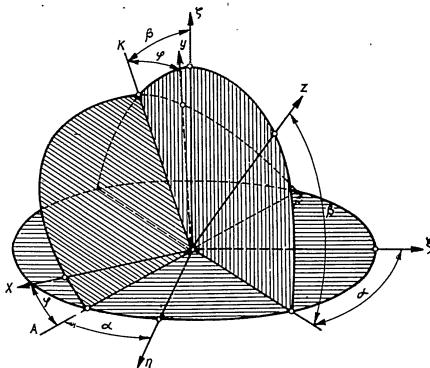
$$\begin{cases} W = \xi \sin \alpha' - \eta \cos \alpha' \sin \chi \\ N = \xi \cos \alpha' + \eta \sin \alpha' \sin \chi \\ H = \zeta \cos \alpha' \end{cases} \dots\dots /14/$$

przy czym

$$\tan \chi = \frac{c}{H_0}$$

3. Układem ruchowym  $Oxyz$  związanym z pociskiem, którego początek znajdował się będzie w środku ciężkości pocisku, oś "z" skierowana będzie wzdłuż osi podłużnej rakiety, osie zaś "x" i "y" stanowią będą dwie wybrane osie poprzeczne.

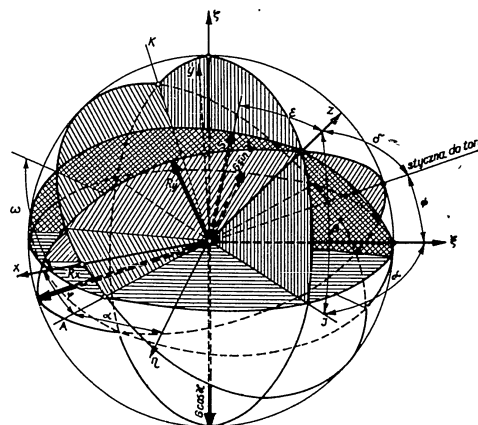
Obliczenia toru przeprowadzimy właśnie w ostatnich dwóch układach przyjmując, że ich wzajemne położenie jest określone kątami Resale'a /rys.3/.



Rys.3. Układy współrzędnych  $O'\xi\eta\zeta$  - układ nieruchomy,  $Oxyz$  - układ ruchomy, A - linia węzłów, z - oś obrotu własnego,  $\alpha$  - kąt precesji,  $\beta$  - kąt nutacji,  $\gamma$  - kąt obrotu własnego.

- 61 -

Oba układy współrzędnych i siły działające na pocisk będą rozpatrywane w kuli o promieniu jednostkowym /rys.4/.



Rys. 4

Układ sił działających na pocisk.

Na podstawie rysunku 4 można wyprowadzić zależności pomiędzy współrzędnymi pocisku w układzie ruchowym  $Oxyz$  a współrzędnymi w układzie stałym  $O'\xi\eta\zeta$ :

$$\begin{cases} \xi = z \cos \delta \cos \alpha + y [\sin \gamma \sin \alpha - \cos \gamma \cos \alpha \sin \beta] - x [\cos \gamma \sin \alpha + \sin \gamma \cos \alpha \sin \beta] \\ \eta = z \cos \delta \sin \alpha - y [\sin \gamma \cos \alpha + \cos \gamma \sin \alpha \sin \beta] + x [\cos \gamma \cos \alpha - \sin \gamma \sin \alpha \sin \beta] \\ \zeta = z \sin \delta + y \cos \gamma \cos \beta + x \sin \gamma \cos \beta \end{cases} /15/$$

Kąty, jakie tworzą wersory sił działających na pocisk z osiami układów współrzędnych ruchomego  $Oxyz$  i stałego  $O'\xi\eta\zeta$ , znajdziemy rozpatrując trójkąty sferyczne, otrzymane w wyniku przecięcia się odpowiednio dobranych wielkich kół w rozpatrywanej kuli, jak to widać na rysunku 4.



- 62 -

## IV. RÓWNANIA RUCHU POCISKU

Rzutujsko kolejno rozpatrywane siły na osie nieruchomego układu współrzędnych otrzymamy:

## 1. Rzuty wektora siły ciągu:

$$S_{\xi} = S[\cos \epsilon \cos \beta \cos \alpha + \sin \epsilon \sin \omega (\sin \gamma \sin \alpha - \cos \gamma \cos \alpha \sin \beta) - \sin \epsilon \cos \omega (\cos \gamma \sin \gamma + \sin \alpha \cos \alpha \sin \beta)], \quad /16/$$

$$S_{\eta} = S[\cos \epsilon \cos \beta \sin \alpha - \sin \epsilon \sin \omega (\sin \gamma \cos \alpha + \cos \gamma \sin \alpha \sin \beta) + \sin \epsilon \cos \omega (\cos \gamma \cos \alpha - \sin \gamma \sin \alpha \sin \beta)], \quad /17/$$

$$S_{\zeta} = S[\cos \epsilon \sin \beta + \sin \epsilon \cos \beta \sin(\omega + \gamma)]. \quad /18/$$

## 2. Rzuty wektora siły ciężkości:

$$G_{\xi} = 0, \quad /19/$$

$$G_{\eta} = -G \sin \alpha, \quad /20/$$

$$G_{\zeta} = -G \cos \alpha. \quad /21/$$

## 3. Rzuty wektora oporu ozołowego:

$$(R_x)_{\xi} = -R_x \cos \beta \quad /22/$$

$$(R_x)_{\eta} = 0, \quad /23/$$

$$(R_x)_{\zeta} = -R_x \sin \beta. \quad /24/$$

## 4. Kąt natarcia pocisku /kąt między styczną do toru a osią podłużną pocisku/:

$$\cos \sigma = \sin \beta \sin \alpha + \cos \beta \cos \alpha \cos \alpha \quad /25/$$

Zatem rzuty wektora siły nośnej:

$$(R_y)_{\xi} = R_y[\sin \sigma \cos \beta \cos \alpha + \operatorname{ctg} \sigma (\cos \gamma \sqrt{\sin^2 \sigma - \sin^2 \alpha \cos^2 \beta} - \sin \alpha \cos \beta \sin \gamma) (\sin \gamma \cos \alpha + \cos \gamma \sin \alpha \sin \beta) + \operatorname{ctg} \sigma (\sin \alpha \cos \beta \cos \gamma + \sin \gamma \sqrt{\sin^2 \sigma - \sin^2 \alpha \cos^2 \beta}) \times (\cos \gamma \sin \alpha + \sin \gamma \cos \alpha \sin \beta)], \quad /26/$$

- 63 -

$$(R_y)_{\eta} = R_y[\sin \sigma \cos \beta \sin \alpha - \operatorname{ctg} \sigma (\cos \gamma \sqrt{\sin^2 \sigma - \sin^2 \alpha \cos^2 \beta} - \sin \alpha \cos \beta \sin \gamma) (\sin \gamma \cos \alpha + \cos \gamma \sin \alpha \sin \beta) + \operatorname{ctg} \sigma (\sin \alpha \cos \beta \cos \gamma + \sin \gamma \sqrt{\sin^2 \sigma - \sin^2 \alpha \cos^2 \beta}) \times (\cos \gamma \cos \alpha - \sin \gamma \sin \alpha \sin \beta)], \quad /27/$$

$$(R_y)_{\zeta} = R_y[\sin \sigma \sin \beta + \operatorname{ctg} \sigma (\cos \gamma \sqrt{\sin^2 \sigma - \sin^2 \alpha \cos^2 \beta} - \sin \alpha \cos \beta \sin \gamma) \cos \gamma \cos \beta - \operatorname{ctg} \sigma (\sin \alpha \cos \beta \cos \gamma + \sin \gamma \sqrt{\sin^2 \sigma - \sin^2 \alpha \cos^2 \beta}) \sin \gamma \cos \beta]. \quad /28/$$

W oparciu o podane wyżej wyrażenia na rzuty sił napiszemy ogólne równania ruchu pocisku w kierunkach trzech osi nieruchomego układu współrzędnych  $\xi, \eta, \zeta$ :

$$M \ddot{\xi} = S_{\xi} + (R_y)_{\xi} - R_x \cos \beta, \quad /29/$$

$$M \ddot{\eta} = S_{\eta} + (R_y)_{\eta} - G \sin \alpha, \quad /30/$$

$$M \ddot{\zeta} = S_{\zeta} + (R_y)_{\zeta} - R_x \sin \beta - G \cos \alpha \quad /31/$$

## V. ROZWIĄZANIE RÓWNAŃ RUCHU

Ze względu na skomplikowaną formę wyrażeń na składowe sił czynnych równania ruchu wypadają również bardzo złożone i są z tego względu w swej ogólnej postaci mało przydatne do praktycznych obliczeń.

Można je jednak znacznie uprościć przyjmując bez większego błędu, że obrót rakiety dookoła jej osi podłużnej ma mały wpływ na czynniki toru, co sprowadza się do założenia:

$$\varphi = 0. \quad /32/$$

Zgodnie z założeniem /32/ równania /29/, /30/, /31/ przyjmą następującą postać:

$$M \ddot{\xi} = S[\cos \epsilon \cos \beta \cos \alpha - \sin \epsilon \sin \omega \cos \alpha \sin \beta - \sin \epsilon \cos \omega \sin \alpha] + R_y[\sin \sigma \cos \beta \cos \alpha + \operatorname{ctg} \sigma \cos \alpha \sin \beta \sqrt{\sin^2 \sigma - \sin^2 \alpha \cos^2 \beta} - \operatorname{ctg} \sigma \sin \alpha \cos \beta \sin \alpha] - R_x \cos \beta, \quad /33/$$

- 64 -

$$M_{\dot{\eta}} = S[\cos \epsilon \cos \alpha \sin \omega - \sin \epsilon \sin \omega \sin \alpha \sin \beta + \sin \epsilon \cos \omega \cos \alpha] + R_y[\sin \epsilon \cos \alpha \sin \omega -$$

$$+ \operatorname{ctg} \epsilon \sin \alpha \sin \beta \sqrt{\sin^2 \omega - \sin^2 \alpha \cos^2 \beta} + \operatorname{ctg} \epsilon \sin \alpha \cos \beta \cos \alpha] - G \sin \alpha, \dots /34/$$

$$M_{\dot{\zeta}} = S[\cos \epsilon \sin \beta + \sin \epsilon \cos \beta \sin \omega] + R_y[\sin \epsilon \sin \beta + \operatorname{ctg} \epsilon \cos \beta \sqrt{\sin^2 \omega - \sin^2 \alpha \cos^2 \beta}] -$$

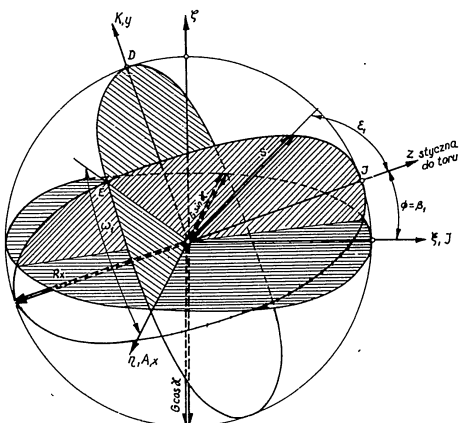
$$+ R_x \sin \beta - G \cos \alpha. \dots \dots \dots /35/$$

Dalsze uproszczenia można poczynić w oparciu o przyjęte trzy sposoby kierowania:

1. Zgodnie z założeniem bardzo małego kąta natarcia można dla pierwszego sposobu kierowania przyjąć:

$$\left. \begin{aligned} \alpha' &\approx 0, \\ \alpha &\approx 0, \\ \beta &\approx \phi, \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots /36/$$

Odpowiada to sytuacji przedstawionej na rysunku 5.



Rys. 5

Układ sił dla pierwszego sposobu kierowania.

- 65 -

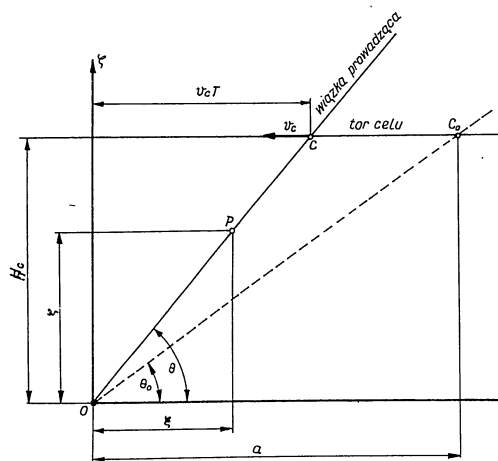
Równania ruchu dla pierwszego sposobu kierowania można więc napisać w uproszczonej postaci:

$$M_{\dot{\zeta}} \approx S[\cos \epsilon_1 \cos \phi - \sin \epsilon_1 \sin \omega \sin \phi] - R_x \cos \phi, \dots \dots \dots /37/$$

$$M_{\dot{\eta}} \approx S \sin \epsilon_1 \cos \omega - G \sin \alpha, \dots \dots \dots /38/$$

$$M_{\dot{\zeta}} \approx S[\cos \epsilon_1 \sin \phi + \sin \epsilon_1 \cos \phi \sin \omega] - R_x \sin \phi - G \cos \alpha \dots \dots /39/$$

W uzupełnieniu tych równań rozpatrzmy związek między ruchem celu a ruchem pocisku /rys. 6/.



Rys. 6

Związek między ruchem celu a ruchem pocisku:

- a - odległość pozioma celu od stanowiska ogniowego w chwili odpalenia,  
 $\theta$  - kąt nachylenia do poziomu wiązki prowadzącej.

- 66 -

Czas  $T$ , jaki upłynie do chwili przejścia celu przez osi  $\xi$ , wyraża się równaniem:

$$T = t + \frac{a}{V_0}, \quad \dots\dots\dots /40/$$

przy czym  $t$  oznacza czas liczony od chwili startu pocisku.

Z rysunku 6 wynika zależność:

$$\xi = \frac{V_0}{h} \xi T. \quad \dots\dots\dots /41/$$

Dwie kolejne pochodne  $\xi$  względem czasu  $t$  mają postać:

$$\dot{\xi} = \frac{V_0}{h} (\xi + \ddot{\xi} T), \quad \dots\dots\dots /42/$$

$$\ddot{\xi} = \frac{V_0}{h} (2 \cdot \dot{\xi} + \ddot{\xi} T) \quad \dots\dots\dots /43/$$

Ponadto

$$\operatorname{tg} \phi = \frac{\dot{\xi}}{\ddot{\xi}} = \frac{h}{V_0} \frac{\dot{\xi}}{\xi + \ddot{\xi} T}. \quad \dots\dots\dots /44/$$

Mnożąc obie strony równania /37/ przez  $\cos \phi$ , a równania /39/ przez  $\sin \phi$ , dodając stronami obydwa równania i podstawiając /43/ otrzymuje się wyrażenie na przyspieszenie pocisku wzdłuż osi  $\xi$ :

$$\ddot{\xi} = \frac{g}{\left(\frac{V_0 T}{h} + \operatorname{tg} \phi\right)} \left[ \frac{S \cos \varepsilon_1 - R_x}{\cos \phi} - \frac{2 g V_0}{g h} \dot{\xi} - g \operatorname{tg} \phi \cos \alpha \right]. \quad /45/$$

Na odwrót, mnożąc /37/ przez  $\sin \phi$ , a /39/ przez  $\cos \phi$  i odejmując stronami dochodzimy do wyrażenia na kąt odchylenia strugi gazów od osi rakiety:

$$\sin \varepsilon_1 = \frac{g \cos \phi \left[ \dot{\xi} - \ddot{\xi} \operatorname{tg} \phi + g \cos \alpha \right]}{S g \sin \omega_1}. \quad \dots\dots\dots /46/$$

Wykorzystując wreszcie równanie /38/ możemy po połączeniu z /46/ napisać:

$$\operatorname{tg} \omega_1 = \frac{\cos \phi (\dot{\xi} - \ddot{\xi} \operatorname{tg} \phi + g \cos \alpha)}{g \sin \alpha}. \quad \dots\dots\dots /47/$$

- 67 -

Równania /44/ - /47/ są właśnie szukanyimi równaniami różniczkowymi toru w układzie przestrzennym dla pierwszego sposobu kierowania. Zakładając  $\alpha = 0$  można łatwo przejść do zadania płaskiego, rozpatrywanego przez Perreta.

Rozwiązanie układu równań przeprowadzimy metodą całkowania liczbowego. Równania są uwikłane, więc dla równoczesnego ich rozwiązania potrzebne jest dodatkowe założenie. Mianowicie do równań /46/ i /47/ stosować będziemy  $\xi$  i  $\dot{\xi}$ , otrzymane przez podwójne różniczkowanie liczbowe współrzędnych  $\xi$  i  $\dot{\xi}$ .

Perret, Sängler, Roth i Voellmy przyjmują inne założenie kładące w równanie /45/:

$$\cos \varepsilon_1 \approx 1. \quad \dots\dots\dots /48/$$

W tym przypadku jednoczesnego rozwiązywania wymagają tylko równania /44/ i /45/, pozostałe zaś dwa mogą być rozwiązywane po obliczeniu zasadniczym.

Spróbujemy przeanalizować, jak wpływa to uproszczenie na wynik obliczeń, zwłaszcza że kąt  $\varepsilon_1$  może przybierać wartości sięgające  $50^\circ$  i więcej wykraczając zasadniczo poza zakres stosowności przyjętego przez Perreta założenia /48/.

Otóż wskutek przyjęcia w równaniu /45/ założenia  $\cos \varepsilon_1 \approx 1$  licznik tego równania wypadnie większy niż w rzeczywistości. Ponieważ jednak mianownik zwykle ma dużą wartość, wpływ tego błędu jest poważnie zmniejszony. Wniosek ten potwierdziło obliczenie porównawcze dla obu przytoczonych metod całkowania wykazując bardzo małe różnice czynników toru mimo dużych wartości kąta  $\varepsilon_1$ . Wynika z tego, że bez większego uszczerbku dla dokładności obliczeń można stosować założenia upraszczające Perreta. Opierając się na analogicznych przesłankach można wysnuć wniosek, że rozwiązanie zadania płaskiego stanowi duże przybliżenie rozwiązania ogólnego. Zgodnie z tym wystarczy obliczyć z równania /44/ i uproszczonego równania /45/ pewną ilość torów dla różnych wysokości lotu celu  $H_0$ , prędkości celu  $V_0$  i odległości poziomych "a" celu od stanowiska ogniowego w chwili startu pocisku i przeliczyć punkty spotkania na współrzędne układu stałego ONWH wg równań /14/. Może to znacznie uprościć obliczenie obszaru ostrzału. Kąty  $\alpha$  nie mogą jednak być zbyt duże, gdyż ze wzrostem  $\alpha$  wzrasta szybko błąd, wynikły z niewłaściwego uwzględnienia we wzorze  $R_x$  zmiany ciężaru właściwego powietrza wraz z wysokością, obniżając dokładność obliczeń.

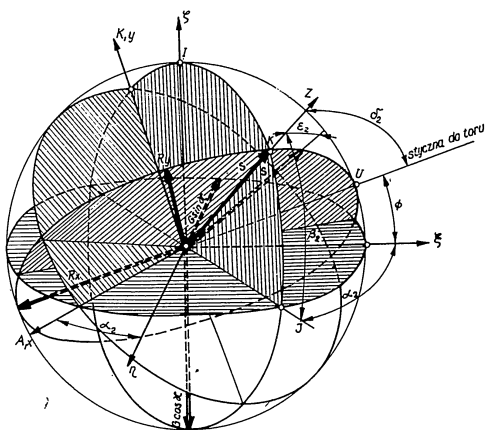
- 68 -

## 2. Drugi sposób kierowania /przypadek rakiety o małym momencie oporu powietrza/.

Rakietę o małym momencie oporu powietrza przy małych nawet wychyleniach strugi odchyli swą oś wzdłużną od stycznej do toru, przy czym sama struga również się odchyli od stycznej dając pożądaną składową poprzeczną. Obliczenie współrzędnych pocisku bez większego błędu możemy podobnie jak poprzednio wykonać na podstawie równań /44/ i /45/, przy czym w tym ostatnim zamiast kąta  $\varepsilon_1$  weźmiemy kąt  $\varepsilon_2$ , ponieważ w obydwu przypadkach osiąga się tę samą siłę dośrodkową.

Należy jeszcze określić kąt wychylenia strugi  $\varepsilon_2$  przez kąty  $\alpha_2$  i  $\beta_2$ , określające położenie osi rakiety w przestrzeni. Nową sytuację ilustruje rysunek 7, odpowiadający założeniom

$$\gamma = 0, \quad \varepsilon_2 = 0.$$



Rys.7

Układ sił dla drugiego sposobu kierowania.

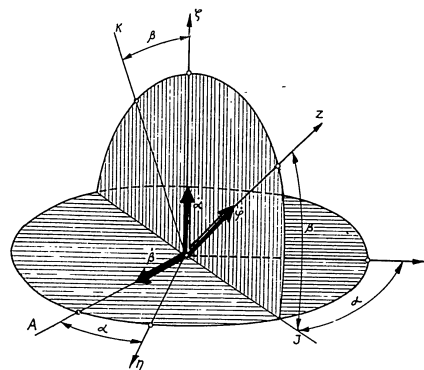
- 69 -

Wektor prędkości kątowej osi pocisku rozłożymy na trzy składowe, leżące na osiach A, K, z i oznaczymy je odpowiednio p, q, r. Z rysunku 8 wynika, że dla  $\gamma = 0$ :

$$p = -\dot{\beta}_2, \quad \dots\dots\dots /49/$$

$$q = \dot{\alpha}_2 \cos \beta_2, \quad \dots\dots\dots /50/$$

$$r = \dot{\alpha}_2 \sin \beta_2. \quad \dots\dots\dots /51/$$



Rys.8

Rozkład prędkości kątowej osi pocisku.

Stosując równania różniczkowe Eulera obrotu ciała sztywnego możemy napisać:

$$B \frac{dp}{dt} + (C - B) q r = M_A \cong - S s (\varepsilon_2)_{\dot{y}}, \quad \dots\dots\dots /52/$$

$$B \frac{dq}{dt} + (B - C) r p = M_K \cong - S s (\varepsilon_2)_{\dot{z}}, \quad \dots\dots\dots /53/$$

- 70 -

W równaniach tych:

- B - moment bezwładności pocisku względem osi poprzecznej, przechodzącej przez środek ciężkości,  
 C - moment bezwładności pocisku względem osi wzdłużnej,  
 s - odległość osi obrotu silnika od środka ciężkości rakiety,  
 $(\varepsilon_2)_{\Sigma}$  - wychylenie strugi gazów w płaszczyźnie  $\Sigma OZ$   
 $(\varepsilon_2)_{A_2}$  - analogiczne wychylenie w płaszczyźnie  $A OZ$ .  
 Z równań /52/ i /53/ możemy wyliczyć  $\alpha_2$  /kąt odchylenia siły ciągu od osi pocisku dla drugiej metody kierowania/.

Należy jeszcze obliczyć kąty  $\alpha_2$  i  $\beta_2$ .

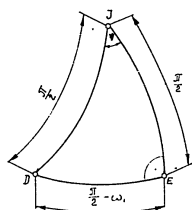
Wyliczymy je z odpowiednich trójkątów sferycznych wziętych z rys.7. Pochylenie płaszczyzny, przechodzącej przez oś pocisku i styczną do toru do płaszczyzny  $\Sigma$ , pokazuje kąt  $\nu$ , który przy wszystkich metodach kierowania pozostaje jednakowy. Możemy go zatem wyliczyć z metody pierwszej /rys.5/ rozpatrując trójkąt sferyczny DEJ.

Z rysunku 9 widać, że:

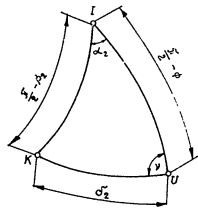
$$\nu = \frac{\pi}{2} - \omega, \quad \dots \dots \dots /54/$$

czyli

$$\cos \nu = \sin \omega,$$



Rys.9



Rys.10

- 71 -

Z trójkąta sferycznego IKU /rys.7/, zakładając  $\sigma_2 = \varepsilon_1$ , mamy:

$$\sin \beta_2 = \sin \phi \cos \varepsilon_1 + \cos \phi \sin \varepsilon_1 \sin \omega, \quad \dots \dots \dots (55)$$

Jeżeli  $\omega$ , jest bliskie  $\frac{\pi}{2}$ , to równanie /55/ uprości się:

$$\sin \beta_2 \approx \sin (\phi + \varepsilon_1) \quad \dots \dots \dots /56/$$

Rozpatrując ten sam trójkąt sferyczny IKU /rys.10/ otrzymamy zależność dla kąta  $\alpha_2$ :

$$\cos \alpha_2 = \frac{\cos \varepsilon_1 - \sin \beta_2 \sin \phi}{\cos \beta_2 \cos \phi} \quad \dots \dots \dots /57/$$

Pochodne  $\frac{dp}{dt}$  i  $\frac{dq}{dt}$  najlepiej znajdować drogą różniczkowania graficznego. Zastosowana przez autorów metoda różniczkowania liczbowego dała wyniki niezadawalające z powodu niedostatecznie płynnej zmienności wartości wyjściowych.

3. Trzeci sposób kierowania /w wykorzystaniu siły nośnej płatów/. Siłę poprzeczną, potrzebną do kierowania, wyrazimy obecnie wzorem:

$$Q \approx S \sigma_3 + R_y = \sigma_3 (S + R'_y) \quad \dots \dots \dots /58/$$

Położenie osi pocisku i strugi gazów w przestrzeni prześledzimy znów na kuli /rys.11/.

Dla pierwszego sposobu kierowania:

$$Q \approx \varepsilon_1 S \quad \dots \dots \dots /59/$$

Ponieważ siła dośrodkowa nie uległa zmianie, więc przyrównując otrzymamy:

$$\varepsilon_1 S \approx S \sigma_3 + R_y \quad \dots \dots \dots /60/$$

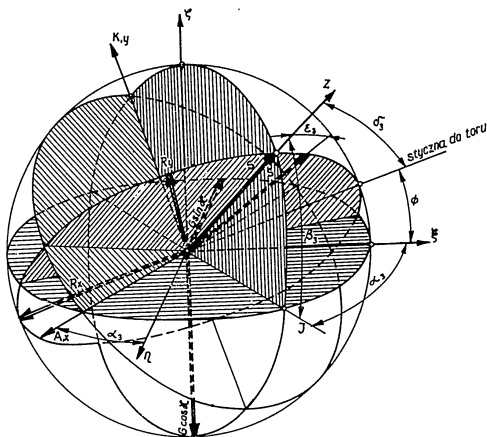
Z równania momentów względem środka ciężkości rakiety:

$$R_y \approx \varepsilon_3 S \frac{s}{l} \quad \dots \dots \dots /61/$$

Podstawiając do /60/ otrzymamy:

$$\varepsilon_3 \approx (\sigma_3 - \varepsilon_1) \frac{l}{s} \quad \dots \dots \dots /62/$$

- 72 -



Rys.11

Układ sił dla trzeciego sposobu kierowania.

Ponieważ kąt natarcia zgodnie z /58/ i /60/ równa się

$$\sigma_3 = \frac{\varepsilon_1}{1 + \frac{R_y}{S}} \quad \dots\dots\dots /63/$$

więc:

$$\varepsilon_3 = -\varepsilon_1 \frac{1}{1 + \frac{S}{R_y}} \frac{1}{S} \quad \dots\dots\dots /64/$$

Znajdźmy jeszcze położenie osi rakiety /kąty  $\alpha_3$  i  $\beta_3$ /.

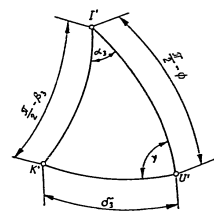
Z rysunku 12,  $\sin \beta_3 = \cos \sigma_3 \sin \phi + \sin \sigma_3 \cos \phi \sin \omega_1 \dots /65/$

oraz:

$$\cos \alpha_3 = \frac{\cos \sigma_3 - \sin \beta_3 \sin \phi}{\cos \beta_3 \cos \phi} \quad \dots\dots\dots /66/$$

- 73 -

Podobnie jak w poprzednim sposobie kierowania pominęliśmy tu niewielkie na ogół zmiany współrzędnych pocisku w porównaniu z pierwszym sposobem kierowania, jakie powstają wskutek innego nieco usytuowania osi pocisku w przestrzeni. Trzeci sposób kierowania, dzięki wykorzystaniu siły nośnej płatów, daje możliwość kierowania lotem rakiety po zakończeniu pracy silnika. Rozpatrzmy zatem równania ruchu rakiety, gdy:



Rys.12

$$S = 0 \quad \dots\dots\dots /67/$$

Z równań ogólnych ruchu rakiety /33/ - /35/ przy uwzględnieniu warunku /67/ otrzymamy równania ruchu po zakończeniu pracy silnika w następującej postaci:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= R_y [\sin \sigma \cos \alpha \cos \phi - \text{ctg} \sigma \cos \alpha \sin \phi \sqrt{\sin^2 \sigma - \sin^2 \alpha \cos^2 \phi} - \text{ctg} \sigma \sin^2 \alpha \cos \phi] - \\ &\quad - R_x \cos \phi, \quad \dots\dots\dots /68/ \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \ddot{y} &= R_y [\sin \sigma \cos \alpha \sin \phi - \text{ctg} \sigma \sin \alpha \cos \phi \sqrt{\sin^2 \sigma - \sin^2 \alpha \cos^2 \phi} - \text{ctg} \sigma \sin \alpha \cos \phi] - \\ &\quad - G \sin \alpha, \quad \dots\dots\dots /69/ \end{aligned}$$

$$\ddot{z} = R_y [\sin \sigma \sin \alpha + \text{ctg} \sigma \cos \alpha \sqrt{\sin^2 \sigma - \sin^2 \alpha \cos^2 \phi}] - R_x \sin \phi - G \cos \alpha \dots /70/$$

Jak widać, równania mają postać skomplikowaną i rozwiązanie ich bez założeń upraszczających byłoby rzeczą trudną.

Przy metodzie pierwszej uzasadnialiśmy, że rozpatrzenie problemu płaskiego stanowi duże przybliżenie rozwiązania ogólnego. Przenosząc wysnute wówczas wnioski na rozpatrywany obecnie przypadek będziemy ruch rakiety rozpatrywali w płaszczyźnie ruchu wiązki /0'ξηζ/ uwzględniając pochYLENIE płaszczyzny 0'ξηζ o kąt  $\alpha$  w stosunku do płaszczyzny pionowej. Założenie takie jest dopuszczalne chociażby z tego względu, że kąt  $\sigma$  jest nie-



- 76 -

## VI. PRZYKŁADY OBLICZEŃ

1. Obliczyć tor pocisku rakietowego typu ziemia - powietrze, kierowanego za pomocą wiązki prowadzącej /pierwszym sposobem kierowania/, jeżeli dane są:

wysokość lotu celu .....  $H_c = 5000$  m,  
prędkość celu .....  $u_c = 200$  m/sek,

odległość pozioma celu od stanowiska ogniowego  
w chwili startu rakiety .....  $a = 10000$  m,

charakterystyki aerodynamiczne pocisku  
/zmian charakterystyki wraz ze zmianą  
prędkości ani wysokości nie uwzględniamy/

kaliber pocisku .....  $c_f = 25,223$ ,  
ciężar całkowity pocisku .....  $d = 0,28$  m,

wydatek sekundowy paliwa .....  $\dot{Q}_m = 2$  kg/sek,  
siła ciągu /stała dla całego oblotowania/

gęstość powietrza na wysokości stanowiska ogniowego .....  $S = 550$  kg,

.....  $\rho = 0,116 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$  sek<sup>2</sup>,

prędkość pocisku w chwili startu .....  $u_0 = 0$ ,

kąt nachylenia płaszczyzny ruchu wiązki  
prowadzącej do pionu .....  $\alpha = 0$ .

Obliczenia czynników toru zawarte są w tabl. 1-3, przy tym przeprowadzono jednocześnie całkowanie równań/44/, /45/ i /46/ sposobem zaproponowanym przez autorów.

Wykres toru podaje rys.14. Dla porównania podano na wykresie tory dla innych wartości  $a$  /wg Ferreta/.

| Instytut<br>Mechaniki<br>Precyzyjnej<br>Kierowania |    |         |              |                | Tablica I Arkusz główny |          |              |                |                |         |              |                |                |         |              |                |                |         |        |        |       |                     |
|----------------------------------------------------|----|---------|--------------|----------------|-------------------------|----------|--------------|----------------|----------------|---------|--------------|----------------|----------------|---------|--------------|----------------|----------------|---------|--------|--------|-------|---------------------|
| h=sek                                              |    | $\xi_t$ |              |                |                         | $\xi_c$  |              |                |                | $\xi_t$ |              |                |                | $\xi_c$ |              |                |                | $\xi_t$ |        |        |       |                     |
| n                                                  | t  | $\xi$   | $\Delta \xi$ | $\Delta^2 \xi$ | $\Delta^3 \xi$          | $\xi$    | $\Delta \xi$ | $\Delta^2 \xi$ | $\Delta^3 \xi$ | $\xi$   | $\Delta \xi$ | $\Delta^2 \xi$ | $\Delta^3 \xi$ | $\xi$   | $\Delta \xi$ | $\Delta^2 \xi$ | $\Delta^3 \xi$ | G       | T      | $\phi$ | $E_t$ | $\psi = \phi - E_t$ |
| 0                                                  | 0  | 0       | 0            | 0              | 0                       | 0        | 0            | 0              | 0              | 0       | 0            | 0              | 0              | 0       | 0            | 0              | 0              | 0       | 0      | 0      | 0     | 0                   |
| 1                                                  | 1  | 13,2972 | 0,2556       | 0              | 0                       | 3,4273   | 0            | 0              | 0              | 13,2972 | 0,2556       | 0              | 0              | 13,2972 | 0,2556       | 0              | 0              | 13,2972 | 0,2556 | 0      | 0     | 0                   |
| 2                                                  | 2  | 283500  |              |                |                         | 13,7093  |              |                |                | 14,2708 |              |                |                |         |              |                |                |         |        |        |       |                     |
| 0                                                  | 0  | 0       | 0            | 0              | 0                       | 0        | 0            | 0              | 0              | 0       | 0            | 0              | 0              | 0       | 0            | 0              | 0              | 0       | 0      | 0      | 0     | 0                   |
| 1                                                  | 1  | 13,6991 | 0,1456       | -0,0852        |                         | 35209    | 165982       | 78018          | 13891          | 0,3673  |              |                |                |         |              |                |                |         |        |        |       |                     |
| 2                                                  | 2  | 570946  | 132393       |                |                         | 142191   | 162278       | 144889         | 71284          |         |              |                |                |         |              |                |                |         |        |        |       |                     |
| 3                                                  | 3  | 403339  |              |                |                         | 354170   |              |                |                | 221833  |              |                |                |         |              |                |                |         |        |        |       |                     |
| 0                                                  | 0  | 0       | 0            | 0              | 0                       | 0        | 0            | 0              | 0              | 0       | 0            | 0              | 0              | 0       | 0            | 0              | 0              | 0       | 0      | 0      | 0     | 0                   |
| 1                                                  | 1  | 13,6997 | 0,1459       | -0,2108        | -0,0516                 | 31027    | 153382       | 70855          | 7399           | 0,3333  | -0,0083      | 78082          | 0,3538         | 0,0028  | 248          | -49            | 2774           | 2418    | 1328   | 1328   | 1328  | 1328                |
| 2                                                  | 2  | 278880  | 132293       | -0,2758        | -0,0236                 | 13,5599  | 182238       | 14,3584        | 7332           | 0,3550  | -0,0058      | 75520          | 0,3367         | 0,0028  | 248          | -49            | 2774           | 2418    | 1328   | 1328   | 1328  | 1328                |
| 3                                                  | 3  | 102381  | 12,8539      | -0,5390        | -0,0551                 | 317747   | 254661       | 22,0288        | 10888          | 0,3858  | -0,0056      | 78097          | 0,3369         | 0,0067  | 248          | -49            | 2774           | 2418    | 1328   | 1328   | 1328  | 1328                |
| 4                                                  | 4  | 512320  | 12,6548      | -0,5341        | -0,0493                 | 978203   | 34,4008      | 30,2788        | 1889           | 0,3252  | 0,0083       | 12,7878        | 0,3366         | 0,0105  | 242          | -46            | 2933           | 2438    | 1382   | 1382   | 1382  | 1382                |
| 5                                                  | 5  | 259739  | 12,3008      | -0,4036        | -0,0613                 | 923001   | 43,7900      | 30,8888        | 882            | 0,3305  | -0,0161      | 8,6543         | 0,3381         | -0,0009 | 240          | -45            | 3024           | 2438    | 1418   | 1418   | 1418  | 1418                |
| 6                                                  | 6  | 781887  | 11,8976      | -0,4640        | -0,1013                 | 1354981  | 51,0084      | 47,5500        | 3077           | 0,3000  | -0,0242      | 8,4253         | 0,3375         | -0,0040 | 236          | -43            | 3212           | 2438    | 1448   | 1448   | 1448  | 1448                |
| 7                                                  | 7  | 904051  | 11,4327      | -0,4898        | -0,1816                 | 1815755  | 61,5506      | 56,7177        | 1617           | 0,2819  | -0,0389      | 8,2330         | 0,3368         | -0,0016 | 234          | -42            | 3319           | 2438    | 1478   | 1478   | 1478  | 1478                |
| 8                                                  | 8  | 1011588 | 10,9334      | -0,5996        | -0,3600                 | 2480490  | 73,3258      | 65,3889        | 10059          | 0,2609  | -0,0589      | 8,0363         | 0,3357         | -0,0075 | 232          | -41            | 3447           | 2438    | 1508   | 1508   | 1508  | 1508                |
| 9                                                  | 9  | 1120392 | 10,3568      | -0,6636        | -0,6097                 | 3362024  | 87,9581      | 76,1422        | 10373          | 0,2378  | -0,0787      | 7,8376         | 0,3340         | -0,0173 | 230          | -40            | 3595           | 2438    | 1538   | 1538   | 1538  | 1538                |
| 10                                                 | 10 | 1223830 | 9,7002       | -0,6543        | -0,8149                 | 4500605  | 104,3622     | 92,9615        | 12061          | 0,2150  | -0,0995      | 7,6304         | 0,3323         | -0,0281 | 228          | -39            | 3764           | 2438    | 1568   | 1568   | 1568  | 1568                |
| 11                                                 | 11 | 1325332 | 9,0169       | -0,6263        | -0,9095                 | 5948207  | 123,3937     | 113,9281       | 14153          | 0,1930  | -0,1204      | 7,4230         | 0,3306         | -0,0404 | 226          | -38            | 3953           | 2438    | 1598   | 1598   | 1598  | 1598                |
| 12                                                 | 12 | 1415581 | 8,2848       | -0,6058        | -0,9407                 | 7732386  | 144,6933     | 136,0245       | 16245          | 0,1720  | -0,1399      | 7,2156         | 0,3289         | -0,0541 | 224          | -37            | 4164           | 2438    | 1628   | 1628   | 1628  | 1628                |
| 13                                                 | 13 | 1497407 | 7,5328       | -0,5895        | -0,9582                 | 7008169  | 168,0819     | 160,8215       | 18161          | 0,1527  | -0,1588      | 7,0083         | 0,3272         | -0,0681 | 222          | -36            | 4397           | 2438    | 1658   | 1658   | 1658  | 1658                |
| 14                                                 | 14 | 1570735 | 6,6463       | -0,5717        | -0,9653                 | 5388389  | 193,6192     | 182,6469       | 20167          | 0,1340  | -0,1782      | 6,7913         | 0,3255         | -0,0821 | 220          | -35            | 4654           | 2438    | 1688   | 1688   | 1688  | 1688                |
| 15                                                 | 15 | 1635738 | 5,5806       | -0,5520        | -0,9628                 | 3766122  | 219,0416     | 208,1352       | 22352          | 0,1158  | -0,1979      | 6,5645         | 0,3238         | -0,0965 | 218          | -34            | 4938           | 2438    | 1718   | 1718   | 1718  | 1718                |
| 16                                                 | 16 | 1688004 | 4,3590       | -0,5309        | -0,9498                 | 2128121  | 244,3458     | 233,5858       | 24735          | 0,0982  | -0,2170      | 6,3380         | 0,3221         | -0,1114 | 216          | -33            | 5250           | 2438    | 1748   | 1748   | 1748  | 1748                |
| 17                                                 | 17 | 1723150 | 3,0579       | -0,5144        | -0,9077                 | 12821217 | 270,5617     | 259,1567       | 26830          | 0,0816  | -0,2362      | 6,1114         | 0,3204         | -0,1264 | 214          | -32            | 5594           | 2438    | 1778   | 1778   | 1778  | 1778                |
| 18                                                 | 18 | 1748207 | 1,7143       | -0,5031        | -0,8414                 | 14883732 | 296,8499     | 285,3538       | 28730          | 0,0659  | -0,2554      | 5,8848         | 0,3187         | -0,1416 | 212          | -31            | 5972           | 2438    | 1808   | 1808   | 1808  | 1808                |
| 19                                                 | 19 | 1763200 | 0,2952       | -0,4985        | -0,7608                 | 16841595 | 323,1945     | 311,8830       | 29730          | 0,0510  | -0,2746      | 5,6575         | 0,3170         | -0,1567 | 210          | -30            | 6388           | 2438    | 1838   | 1838   | 1838  | 1838                |
| 20                                                 | 20 | 1768263 | -0,2653      | -0,4934        | -0,6873                 | 18627287 | 350,5499     | 339,0077       | 31858          | 0,0372  | -0,2938      | 5,4302         | 0,3153         | -0,1718 | 208          | -29            | 6844           | 2438    | 1868   | 1868   | 1868  | 1868                |
| 21                                                 | 21 | 1769759 | -2,9047      | -0,4762        | -0,6434                 | 20622605 | 378,0000     | 366,3453       | 33953          | 0,0248  | -0,3132      | 5,2034         | 0,3136         | -0,1877 | 206          | -28            | 7350           | 2438    | 1898   | 1898   | 1898  | 1898                |
| 22                                                 | 22 | 1769751 | -4,9514      | -0,4601        | -0,6267                 | 23141020 | 405,6498     | 394,0193       | 35953          | 0,0136  | -0,3324      | 4,9770         | 0,3119         | -0,2036 | 204          | -27            | 7920           | 2438    | 1928   | 1928   | 1928  | 1928                |
| 23                                                 | 23 | 1769750 | -6,9516      | -0,4518        | -0,6101                 | 25582707 | 433,3000     | 421,6798       | 37053          | 0,0078  | -0,3516      | 4,7502         | 0,3102         | -0,2195 | 202          | -26            | 8564           | 2438    | 1958   | 1958   | 1958  | 1958                |
| 24                                                 | 24 | 1768263 | -8,9493      | -0,4428        | -0,6039                 | 28146359 | 461,0500     | 449,4300       | 38153          | 0,0030  | -0,3708      | 4,5234         | 0,3085         | -0,2354 | 200          | -25            | 9292           | 2438    | 1988   | 1988   | 1988  | 1988                |
| 25                                                 | 25 | 1768263 | -10,9493     | -0,4338        | -0,6039                 | 30822707 | 488,8000     | 477,1800       | 39253          | 0,0000  | -0,3900      | 4,2966         | 0,3068         | -0,2513 | 198          | -24            | 10100          | 2438    | 2018   | 2018   | 2018  | 2018                |
| 26                                                 | 26 | 1768263 | -12,9493     | -0,4248        | -0,6039                 | 33600000 | 516,5500     | 504,9300       | 40353          | 0,0000  | -0,4092      | 4,0698         | 0,3051         | -0,2672 | 196          | -23            | 10996          | 2438    | 2048   | 2048   | 2048  | 2048                |
| 27                                                 | 27 | 1768263 | -14,9493     | -0,4158        | -0,6039                 | 36478250 | 544,3000     | 532,7100       | 41453          | 0,0000  | -0,4284      | 3,8430         | 0,3034         | -0,2831 | 194          | -22            | 11980          | 2438    | 2078   | 2078   | 2078  | 2078                |
| 28                                                 | 28 | 1768263 | -16,9493     | -0,4068        | -0,6039                 | 39456500 | 572,0500     | 560,4600       | 42553          | 0,0000  | -0,4476      | 3,6162         | 0,3017         | -0,2990 | 192          | -21            | 13064          | 2438    | 2108   | 2108   | 2108  | 2108                |
| 29                                                 | 29 | 1768263 | -18,9493     | -0,3978        | -0,6039                 | 42534750 | 600,8000     | 588,2100       | 43653          | 0,0000  | -0,4668      | 3,3894         | 0,2999         | -0,3149 | 190          | -20            | 14248          | 2438    | 2138   | 2138   | 2138  | 2138                |
| 30                                                 | 30 | 1768263 | -20,9493     | -0,3888        | -0,6039                 | 45713000 | 629,5500     | 616,9600       | 44753          | 0,0000  | -0,4860      | 3,1626         | 0,2982         | -0,3308 | 188          | -19            | 15532          | 2438    | 2168   | 2168   | 2168  | 2168                |
| 31                                                 | 31 | 1768263 | -22,9493     | -0,3798        | -0,6039                 | 48991250 | 658,3000     | 645,7100       | 45853          | 0,0000  | -0,5052      | 2,9358         | 0,2965         | -0,3467 | 186          | -18            | 16916          | 2438    | 2198   | 2198   | 2198  | 2198                |
| 32                                                 | 32 | 1768263 | -24,9493     | -0,3708        | -0,6039                 | 52369500 | 687,0500     | 674,4600       | 46953          | 0,0000  | -0,5244      | 2,7090         | 0,2948         | -0,3626 | 184          | -17            | 18400          | 2438    | 2228   | 2228   | 2228  | 2228                |

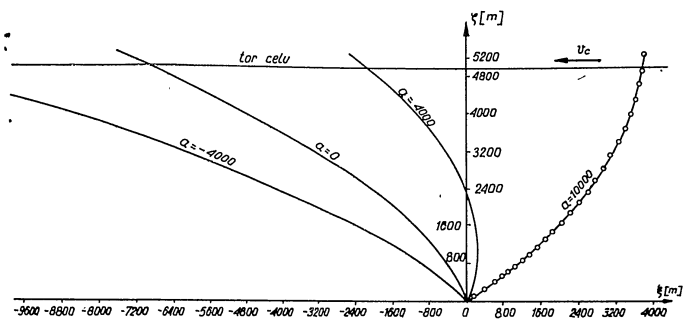




[illegible]



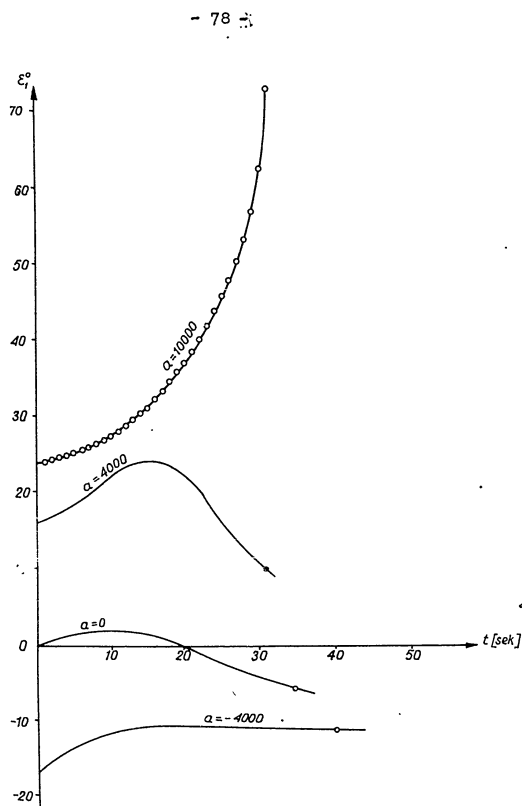
- 77 -



Rys.14

Wykresy torów dla różnych wartości  $a$ . Tor dla  $a = 10000$  m wg przykładu obciążeniowego, pozostałe torze wg Perreta.

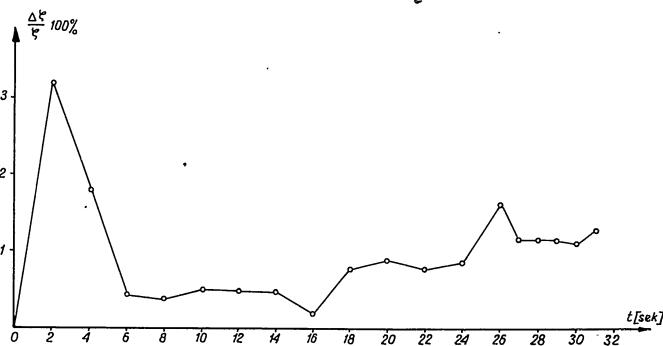
Zmianę kąta  $\varepsilon_1$  na torze pokazuje rysunek 15 /znów dla porównania podano krzywe dla innych odległości poziomych  $a$  wg Perreta/.



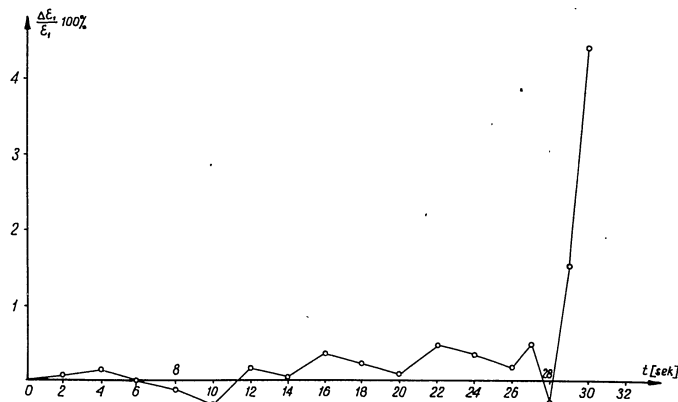
Rys.15

Wykresy kąta odchylenia strugi gazów od osi rakiety dla pierwszego sposobu kierowania, dla różnych wartości  $a$ . Wykres dla  $a = 10000$  wg przykładu obliczeniowego.

Na rysunkach 16 i 17 przedstawiono różnice procentowe czynników toru między obliczeniem kompleksowym, przeprowadzonym przez



Rys.16. Względne różnice wyników między obliczeniem kompleksowym rzędnej /patrz przykład obliczeniowy/, a obliczeniem uproszczonym /wg pracy Perreta/.



Rys.17. Względne różnice wyników między obliczeniem kompleksowym kąta odchylenia strugi gazów /patrz przykład obliczeniowy/, a obliczeniem uproszczonym /wg pracy Perreta/.

- 80 -

autorów, a obliczeniem uproszczonym /założenie  $\cos \epsilon_1 \approx 1$  w równaniu 45/. Wartości dla obliczenia uproszczonego wzięto z pracy Perreta. Rysunek 18 przedstawia uzyskane metodą różniczkowania liczbowego wartości prędkości kątowej stycznej do toru, a rysunek 19 pokazuje przebieg przyspieszeń dośrodkowych dla omawianego przykładu liczbowego.

2. Obliczyć zmienność kąta odchylenia gazów od osi rakiety dla drugiego sposobu kierowania przyjmując, że:

moment bezwładności pocisku względem osi poprzecznej, przechodzącej przez środek ciężkości,  $B = 20 \text{ kgm sek}^2$ ,  
odległość osi obrotu komory spalania od środka ciężkości  $s = 2 \text{ m}$ .  
Pozostałe dane jak w przykładzie poprzednim.

Drugie pochodne kątów  $\ddot{\phi}$  i  $\ddot{\sigma}_2 = \ddot{\epsilon}_1$  uzyskano metodą różniczkowania graficznego /rys.20 i 21/.

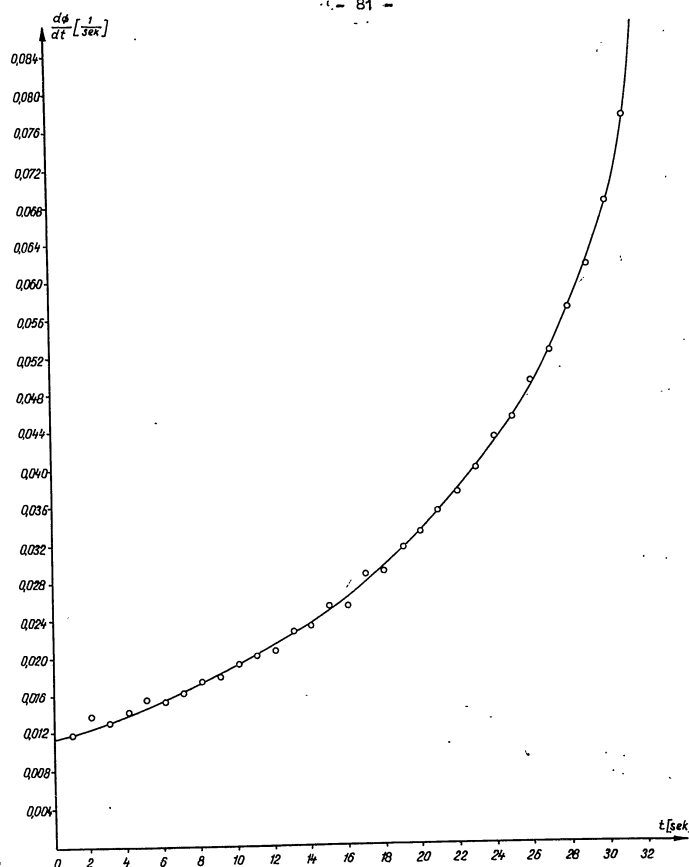
Wyniki obliczeń wg wzoru /52/:

$$B(\ddot{\phi} + \ddot{\epsilon}_1) \approx -s s \ddot{\epsilon}_2$$

podaje rysunek 22, przy czym dla porównania przytoczono wykres, podany przez Perreta dla tego samego przykładu. Przy czym rozbieżności między krzywymi nie da się ustalić z powodu braku obliczeń dla krzywej porównawczej.

Zmianę przebiegu kąta  $\epsilon_2$  ze zmianą początkowej odległości poziomej  $a$  ilustruje rysunek 23 /wg Perreta/.

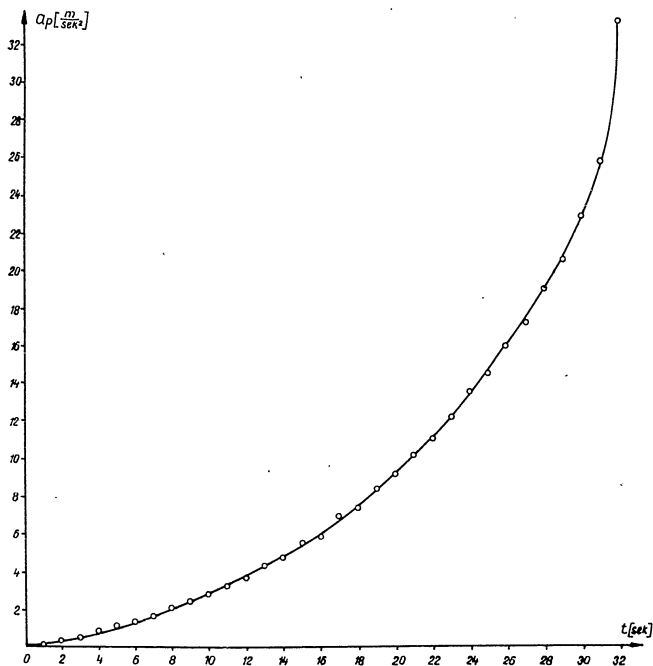
- 81 -



Rys.18

Wykres prędkości kątowych stycznej do toru. Dane do wykresu wg przykładu obliczeniowego.

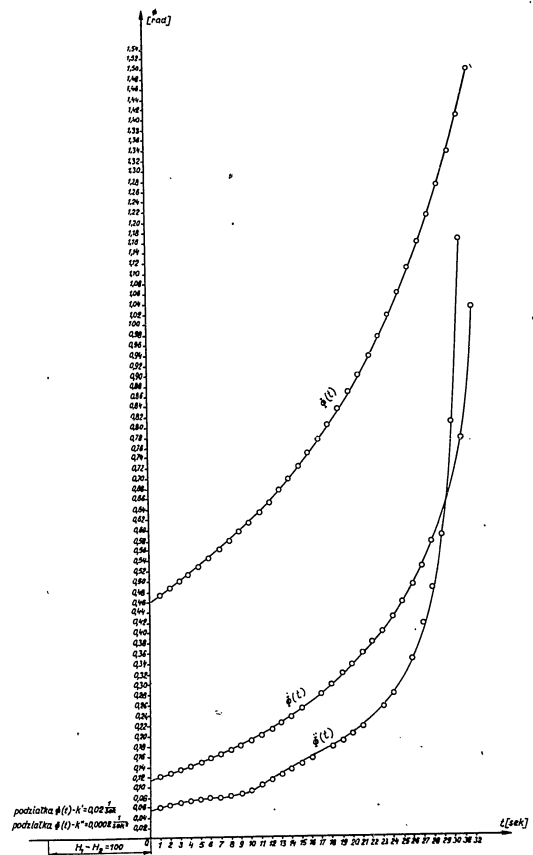
- 82 -



Rys.19

Wykres przyspieszeń dośrodkowych pocisku. Dane do wykresu wg przykładu obciążeniowego.

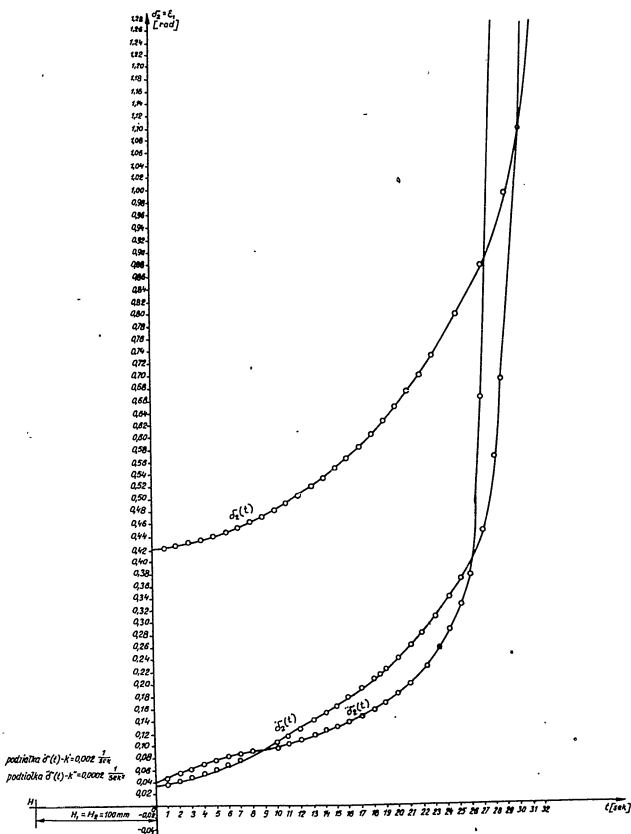
- 83 -



Rys.20

Różniczkowanie graficzne kąta  $\phi$ .

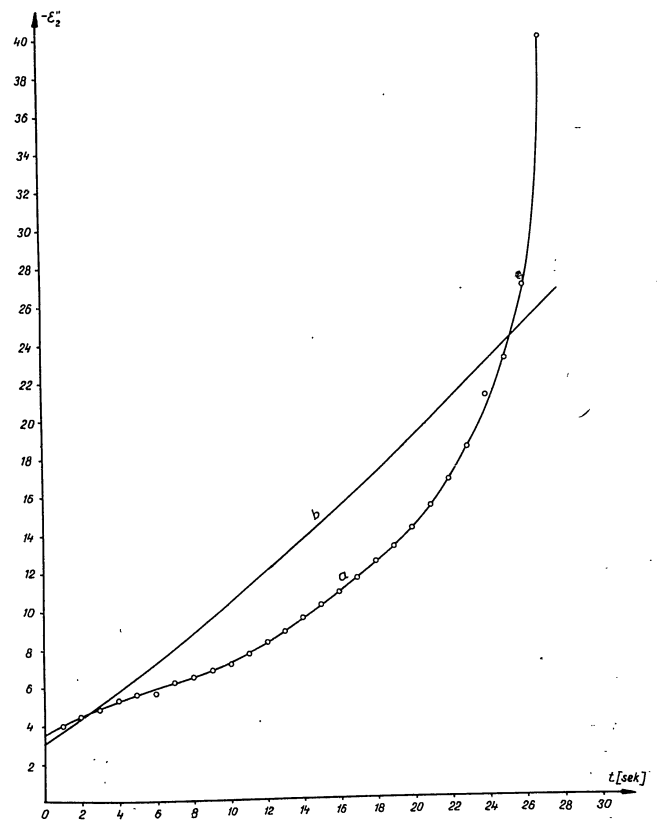
- 84 -



Rys.21

Różniczkowanie graficzne kąta  $\epsilon_2$ .

- 85 -

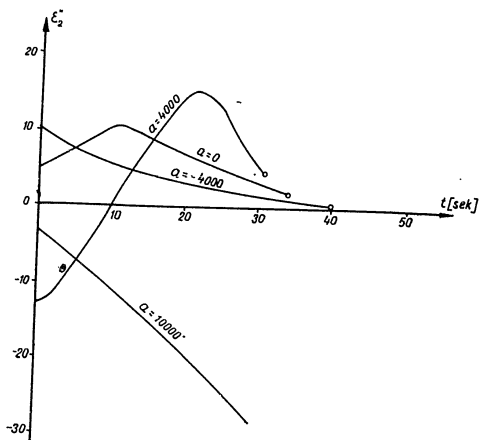


Rys.22

Wykres kąta wychYLENIA strugi gazów  $\epsilon_2$  dla drugiego sposobu kierowania. Dane wg przykładu obliczeniowego. a - wyniki obliczeń własnych, b - wyniki dla tego samego przykładu, podane przez Perreta.



- 86 -



Rys.23

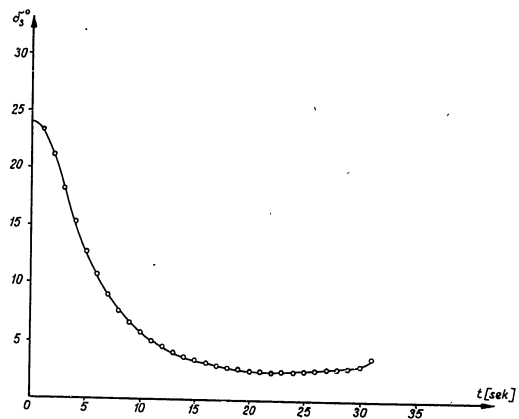
Wykresy kąta odchylenia strugi gazów od osi rakiety dla drugiego sposobu kierowania, dla różnych wartości  $a$ . Dane do wykresów wg pracy Perrera.

3. Obliczyć zmiennosć na torze kąta natarcia  $\sigma_3$  oraz kąta odchylenia strugi  $\varepsilon_3$  dla trzeciego sposobu kierowania.

Dane jak w poprzednim przykładzie.

W oparciu o wzór /63/ obliczamy kąt natarcia  $\sigma_3$  /rys.24/. Wartości kąta  $\varepsilon_3$  wyliczone z równania /64/ naniesiono na wykres /rys.25/ przytaczając dla porównania wykresy odpowiadające innym początkowym odległościom poziomym /wg Perrera/.

- 87 -

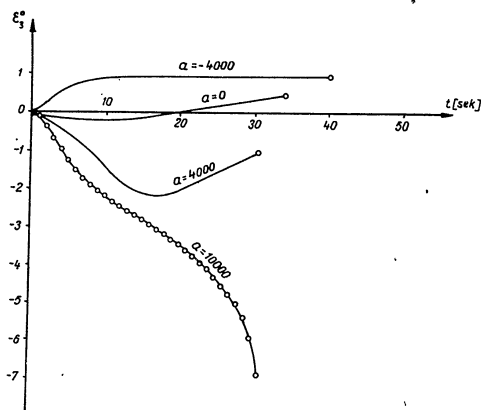


Rys.24 Wykres kąta natarcia dla trzeciego sposobu kierowania. Dane do wykresu wg przykładu obliczeniowego.

4. W poszukiwaniu dróg zmniejszenia czasu zużytego do obliczeń przeanalizowano możliwości prowadzenia obliczeń za pomocą ARR, czyli analizatora równań różniczkowych /elektronowej maszyny analogowej/. Analiza polegała na dodatkowym przeliczeniu na A.R.R. przykładu 1 i znalezieniu błędów, jakimi obciążone są wyniki tego obliczenia w porównaniu z użytą w przykładzie 1 metodą całkowania liczbowego.

Przygotowania do obliczeń na A.R.R. i same obliczenia zostały wykonane przez Zakład Aparatów Matematycznych P.A.N. Dla zestawienia schematu połączeń konieczne było dokonanie szeregu przekształceń układu równań różniczkowo-funkcyjnych /44/ - /46/ oraz przeprowadzenia transformacji współczynników.

- 88 -



Rys.25

Wykresy kąta odchylenia strugi gazów od osi rakiety dla trzeciego sposobu kierowania, dla różnych wartości  $a$ . Wykres dla  $a = 10000$  wg przykładu obliczeniowego, pozostałe wykresy wg pracy Perreta.

Otrzymany układ równań wymagał użycia 6 generatorów funkcji, 3 układów mnożących, 4 układów całkujących i 6 układów sumujących sprzężonych pomiędzy sobą.

W wyniku obliczenia otrzymano krzywe  $\xi$ ,  $\dot{\xi}$ ,  $\ddot{\xi}$ ,  $\xi_1$  i  $\dot{\xi}_1$  w funkcji czasu.

Przebieg tych krzywych ma ten sam charakter co w przypadku metody całkowania liczbowego. Widać z tego, że w zasadzie problem omawianego typu może być rozwiązywany za pomocą A.R.R. Jednakże konieczność stosowania dużej ilości układów maszyny, zwłaszcza ich części nieliniowej /tj. układów mnożących i generatorów funkcji/ wydatnie zwiększa błędy obliczenia. Ponadto równania układu nie mogły być bezpośrednio wymodelowane

- 89 -

na A.R.R., gdyż wywoływały niepożądane oscylacje, w związku z czym konieczne było wprowadzenie dodatkowych równań "wygładzających".

Przyczyny te wywoływały stosunkowo duży błąd wyników obliczenia. Jeżeli za podstawę wziąć wyniki, uzyskane w przykładzie 1 metodą całkowania liczbowego, to dla czasu lotu otrzymano na A.R.R. następujące błędy względne:

$$a = 10000 \text{ m}, \quad \frac{\Delta t_k}{t_k \text{ całk. liczb.}} = -3,3\% ^1,$$

$$a = 0 \text{ m}, \quad \frac{\Delta t_k}{t_k \text{ całk. liczb.}} = 16,2\%,$$

$$a = -4000 \text{ m}, \quad \frac{\Delta t_k}{t_k \text{ całk. liczb.}} = 34\%.$$

Sam tor również wykazuje znaczne zniekształcenie.

Dla przykładu wykreślono błąd rzędnej położenia pocisku w funkcji odciętej /rys.26/:

$$\frac{\xi_{\text{całk. liczb.}} - \xi_{\text{ARR}}}{\xi_{\text{całk. liczb.}}} 100\% = f(\xi)$$

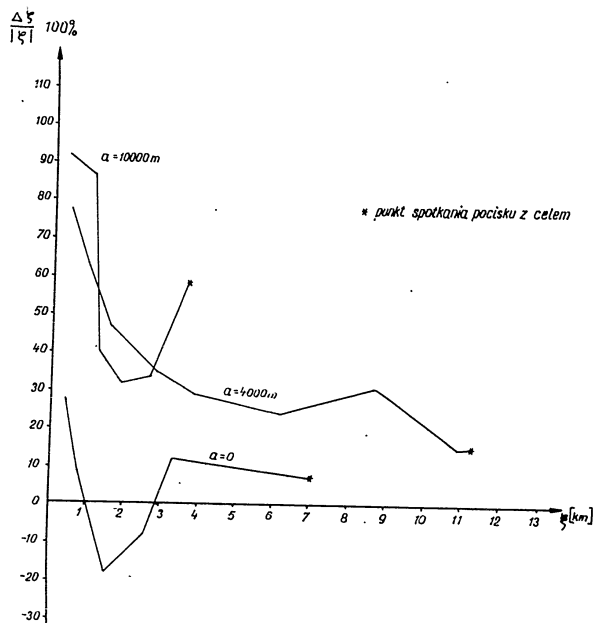
oraz błąd kąta wychylenia strugi gazów od osi wzdłużnej rakiety /rys.27/:

$$\frac{(\xi_1)_{\text{całk. liczb.}} - (\xi_1)_{\text{ARR}}}{(\xi_1)_{\text{całk. liczb.}}} 100\% = f(t).$$

Błędy tego rzędu są nie do przyjęcia nawet w przypadku wstępnych obliczeń balistycznych. Wykorzystanie analizatora równań różniczkowych do rozwiązania układu równań /44/ - /46/ będzie więc prawdopodobnie możliwe dopiero po uruchomieniu przez Zakład Aparatów Matematycznych nowego analizatora EMIRR znacznie dokładniejszego od A.R.R.

1. Czas lotu, wyznaczony przy pomocy analizatora dla  $a=10000$  m, wydaje się mało prawdopodobny, gdyż wypada krótszy niż w obliczeniu porównawczym mimo mniejszej prędkości lotu i dłuższej drogi pocisku /rys.26/ od autorów/.

- 90 -



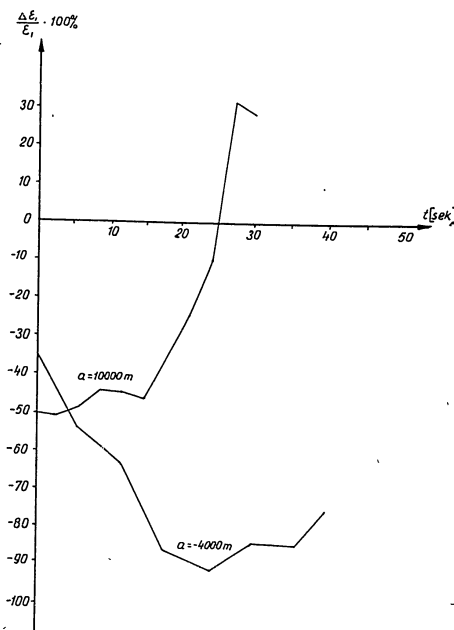
Rys.26

Błąd względny rzędnej położenia pocisku " $\xi$ " dla obliczenia na A.R.R. w porównaniu z metodą całkowania liczbowego.

Wyda się natomiast, że za pomocą A.R.R. można by z powodzeniem przeprowadzać optymalizację kąta  $\phi$ , występującą przy rozwiązywaniu uproszczonego układu równań, w którym założono:

$$\phi = \text{const.}$$

- 91 -



Rys.27

Błąd względny kąta odchylenia strugi gazów wylotowych od osi wzdłużnej rakiety dla obliczenia na A.R.R. w porównaniu z obliczeniem metodą całkowania liczbowego.

Uproszczony w ten sposób układ równań opisuje ruch przeciwnolotnego pocisku rakietowego, kierowanego systemem dowodczym /pocisk porusza się teoretycznie po linii prostej do punktu spotkania z celem, lecącym na stałej wysokości, bez zmiany kursu i prędkości/.

- 92 -

Stosowanie w tym przypadku metody całkowania liczbowego jest utrudnione, gdyż na początku obliczenia trzeba by znać wyprzedzenie, będące przecież jednym z szukanych czynników toru; wobec czego obliczenia należało by prowadzić kolejnymi przybliżeniami zwiększając i tak już długi czas zużyty do obliczeń. Z uwagi zaś na to, że z układu równań odpada szereg nieliniowości, istnieje prawdopodobieństwo, że dokładność uzyskana na analizatorze pozwoliłaby na wykorzystanie wyników do wstępnych obliczeń balistycznych.

## VII. ZAKOŃCZENIE

W poprzednich rozdziałach wykazano, że mimo dużych różnic w układzie równań, obliczenie toru pocisku kierowanego metodą wiązki prowadzącej można prowadzić za pomocą arkuszy obliczeniowych, w zasadzie podobnych do arkuszy obliczeniowych używanych przy rozwiązywaniu problemu głównego balistyki zewnętrznej pocisku raketowego niekierowanego. Przy większej ilości obliczeń pozwala to na prowadzenie obliczeń przez personel przyuczony.

Błędy obliczenia będą niewątpliwie większe od błędów przy rozwiązywaniu problemu głównego klasycznej balistyki zewnętrznej zarówno ze względu na większą ilość wchodzących do obliczeń parametrów, których błędy się na siebie nakładają, jak również ze względu na założenia, idealizujące zachodzące procesy fizyczne. Dokładność obliczeń ma tu jednak nieco inne znaczenie niż np. przy strzelaniu z klasycznej broni artyleryjskiej lub strzelaniu raketami niekierowanymi. O ile bowiem w ostatnich dwóch przypadkach obliczenia torów i zastawione na ich podstawie tabele strzelnicze muszą być możliwie jak najdokładniejsze dla zmniejszenia do minimum ilości pocisków, potrzebnych do wstrzelenia się w cel, o tyle obliczenia torów pocisku kierowanego powinny dać odpowiedź na dwa pytania:

1. Czy pocisk jest zdolny do ruchu po krzywej, odpowiadającej przyjętej metodzie kierowania?
2. Jaki jest obszar obstrzału?

- 93 -

W tym świetle dopuszczalne są założenia upraszczające omówione w rozdziale IV /rozwiązanie zadania płaskiego oraz przyjęcie założenia  $\cos \xi \approx 1$  przy całkowaniu równania /45/.

## Literatura

- 1 E. Ferret, E. Roth, R. Sängler und H. Voellmy, Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Physik, 3, Nr 4, 241-258/1952, wg "Woprosy Rakietnoj Techniki" 3/21/1954.
- 2 J. Z. Nikołaj: Teorija giroskopow ogjz-gostiechizdat, 1948.

- 94 -

## STABILIZACJA ŻYROSKOPOWA

Mgr inż. Ryszard Dmowski

/Katedra Techniki Fal Ultrakrótkich Politechniki Warszawskiej/

## 1. WSTĘP

We współczesnej technice wyłania się czasem zagadnienie zapewnienia określonego położenia w przestrzeni osi lub płaszczyzn, lub zapewnienia pokrywania się płaszczyzny z określonym punktem w przestrzeni, w przypadku gdy taka oś lub płaszczyzna związana jest z układem ruchomym. Przykładem tego rodzaju zagadnień jest celowanie dział znajdujących na okrętach, stabilizacja lotniczych i okrętowych anten radiolokacyjnych, stabilizacja aparatów fotograficznych dokonujących zdjęć lotniczych dla celów kartograficznych itd. Wszystko to w warunkach gdy okręt podlega kołysaniu na wzburzonym morzu, a samolot dokonuje ewolucji lub podlega przypadkowym pochyleniom i przechyleniom w trakcie lotu.

Takim zagadnieniem np. jest w istocie swojej "korekta azymutu" obrazu na radiolokacyjnym ekranie panoramowym.

Zadaniem korekty jest zachowanie stałej orientacji obrazu na ekranie według stron świata, tzn. północ obrazu jest stale u góry ekranu niezależnie od zmian kursu okrętu lub samolotu, na którym umieszczony jest radiolokator.

Do tej kategorii należy także zachowanie stałego kursu i dokonywanie zmian kursu w automatycznym pilotażu samolotów i rakiet, lecz jest to grupa zagadnień nieco odrębnych od wyżej wymienionych jakkolwiek wykazujących pełną analogię.

Podstawowym urządzeniem, które umożliwia realizację tych stabilizacji, jest żyroskop i dlatego określamy je wspólnym mianem stabilizacji żyroskopowych.

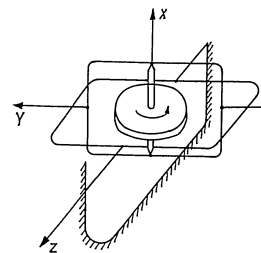
## 2. URZĄDZENIA ŻYROSKOPOWE

Istnieją dwa zasadnicze urządzenia żyroskopowe umożliwiające wykrywanie na obiektach ruchomych odchylenia płaszczyzn i osi od zadanych kierunków: 1/ Stały pion /żyroskop pionowy;/  
2/ Żyrobusza i busola żyromagnetyczna.

- 95 -

## 2.1. Stały pion

Jest to urządzenie pozwalające określić odchylenia płaszczyzny pokładu od płaszczyzny horyzontu. Urządzeniem tym jest najoczęściej żyroskop swobodny, którego tarcza wiruje w płaszczyźnie horyzontu. Swobodnym nazywamy żyroskop o trzech stopniach swobody, tzn. taki, który może się obracać dokoła wszystkich trzech osi układu /rys.1/.



W tych warunkach oś wirowania, tzn. oś główna pozostaje stale pionowo, jeżeli na żyroskop nie działa żadna siła zewnętrzna. Niestety, w prak-

Rys.1. Rysunek schematyczny żyroskopu swobodnego.

tyce nie da się tego osiągnąć. Na żyroskop działają siły pochodzące od niedoskonałego wyważenia układu i siły tarcia, których momenty powodują ruch precesyjny osi głównej. Do tego dochodzi ruch pozorny żyroskopu względem ziemi, spowodowany ruchem Ziemi dokoła jej osi, w wyniku którego koniec osi głównej takiego żyroskopu, jak omawiany, znajdującego się na równiku - w ciągu 24 godzin opíše oalkowity krąg. Aby więc kierunek osi głównej pokrywał się stale z kierunkiem promienia kuli ziemskiej, konieczne jest wprowadzenie korektora czułego na grawitację, który będzie miał możliwość oddziaływania na osie układu, znajdujące się w płaszczyźnie horyzontu /Y, Z/. Zestaw, składający się z takiego żyroskopu swobodnego i korektora, nazywa się stałym pionem.

## 2.2. Właściwości żyroskopu

Przyjęto określać ruch wirnika żyroskopu przez wektor jego prędkości kątowej  $\vec{\Omega}$ , odkładany wzdłuż osi głównej żyroskopu, a skierowany w ten sposób, że dla obserwatora patrzącego w jego

- 96 -

dodatnim kierunku żyroskop wiruje w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara. Iloczyn momentu bezwładności wirnika i jego prędkości kątowej oznacza się przez  $\vec{K} = J\vec{\Omega}$  jest on momentem ilości wirnika i nazywa się krętem. Wektor krętu pokrywa się z wektorem  $\vec{\Omega}$ . Z mechaniki wiadomo, że jeśli moment sił zewnętrznych działających na żyroskop względem środka żyroskopu O wynosi  $\vec{M}$ , to zmiana krętu  $\frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}$ .

Koniec wektora  $\vec{K}$  zwany biegunem zaczyna się więc przesuwać w przestrzeni, a składowe prędkości tego ruchu wynoszą:

$$\begin{aligned}\frac{dK_x}{dt} &= V_x = M_x, \\ \frac{dK_y}{dt} &= V_y = M_y, \quad \dots\dots\dots /2.1/ \\ \frac{dK_z}{dt} &= V_z = M_z,\end{aligned}$$

a więc

$$\vec{V} = \vec{M} \quad \dots\dots\dots /2.2/$$

Prędkość liniowa bieguna jest w każdej chwili równa co do wartości, kierunku i zwrotu wektorowi momentu sił zewnętrznych. Ruch precesyjny nie wykazuje więc bezwładności i ustaje natychmiast po odjęciu momentu sił zewnętrznych. Odchylenia, jakie powstaną w wyniku ruchu precesyjnego bieguna od jego pierwotnego położenia, a więc droga, jaką biegun przebędzie:

$$l = \int_0^t v \, dt, \quad \dots\dots\dots /2.3/$$

zależy od czasu, w ciągu którego działa moment. Przy działaniu stałego momentu biegun porusza się ze stałą prędkością, odpowiadającą temu momentowi i po odjęciu momentu pozostaje w położeniu odpowiadającym chwili, w której to nastąpiło.

Efekty działania poszczególnych składowych momentu, przy takim jak na rysunku 1 doborze układu współrzędnych, są niejednakowe, a z punktu widzenia zastosowań różnice te są wcale istotne. Składowa momentu wzdłuż osi głównej  $M_x$  nie zmienia kierunku osi głównej, lecz zmienia prędkość kątową wirnika  $\Omega$  powodując wędrowkę bieguna wzdłuż osi X. Pozostałe składowe

- 97 -

momentu  $M_y$  i  $M_z$  spowodują obrót wektora krętu, a więc i osi głównej żyroskopu odpowiednio dokoła osi Z i Y nie zmieniając modułu krętu. Z punktu widzenia zastosowań istotny wpływ na zachowanie żyroskopu mają tylko składowe  $M_y$  i  $M_z$  powodując obrót osi głównej dokoła punktu O z prędkością kątową  $\omega$  zwaną prędkością precesji. To znaczy, że moment, pochodzący od sił usiłujących obrócić żyroskop dokoła osi Y w kierunku dodatnim, spowoduje ruch precesyjny osi głównej dokoła osi Z, w wyniku którego wektor krętu  $\vec{K}$  pokryje się z dodatnim zwrotem osi Y.

Natomiast moment pochodzący od sił usiłujących obrócić żyroskop w kierunku dodatnim dokoła osi Z, a więc moment, którego wektor odkładamy umownie w kierunku dodatnim na osi Z  $/M_z/$ , spowoduje ruch precesyjny osi głównej żyroskopu dokoła osi Y, który doprowadzi do pokrycia się wektora  $\vec{K}$  z dodatnim zwrotem osi Z. Można to sformułować bardziej ogólnie: ruch precesyjny osi głównej zachodzi zawsze w takim kierunku, aby doprowadzić do pokrycia wektora krętu z wektorem działającego na żyroskop momentu sił zewnętrznych.

Jeśli przyjmiemy, że  $M = \sqrt{M_y^2 + M_z^2}$  /moment nie ma składowej  $M_x/$ , to  $M = \omega$ . Odległość bieguna od punktu O:

$$M = J\Omega\omega \quad \dots\dots\dots /2.4/$$

i stąd

$$\omega = \frac{M}{J\Omega} \quad \dots\dots\dots /2.5/$$

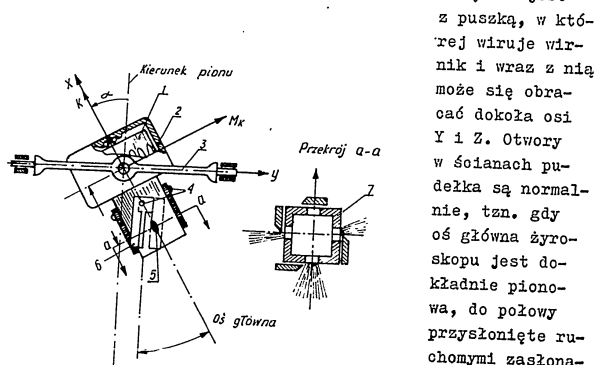
Stąd ważny wniosek, że prędkość precesji jest tym mniejsza, im większy jest kręt, a więc z im większą prędkością  $\Omega$  wiruje wirnik i im większy jest jego moment bezwładności J.

Aby odchylenia osi głównej od zadanego kierunku były niewielkie, należy mieć możliwie duży moment bezwładności żyroskopu i dużą prędkość wirowania oraz jak najdalej zmniejszyć działające na żyroskop siły zewnętrzne. Zupełne usunięcie tych sił jest niemożliwe; jedynym możliwym rozwiązaniem jest zastosowanie korektorów.

- 98 -

### 2.3. Korektory czułe na grawitację

Mają one za zadanie w sposób ciągły redukować odchylenia osi głównej od kierunku pionu. Istnieje kilka rozwiązań technicznych tych korektorów, które stosujemy zależnie od rodzaju napędu wirnika. Przy napędzie pneumatycznym, gdy wirnik jest małą turbinką gazową, korektorem jest odpowiednio rozwiązana dysza wylotowa. Dyszę stanowi pudełko blaszane o podstawie kwadratowej i ścianach równoległych odpowiednio do osi, na których zawieszono są: wewnętrzną i zewnętrzną ramki żyroskopu, a więc do umownych osi Y i Z. Powietrze wydobywa się na zewnątrz przez jednakowe otwory, wycięte symetrycznie w czterech bocznych ściankach pudełka P /rys.2/. Pudełko związane jest



Rys.2. Schemat stałego pionu z korektorem pneumatycznym przy odchyleniu osi głównej o pewien kąt od pionu:  
1 - wirnik żyroskopu; 2 - puszelka; 3 - ramka; 4 - osie zasłony; 5 - otwór; 6 - zasłona; 7 - pudełko dyszy wylotowej.

z puszelką, w której wiruje wirnik i wraz z nią może się obracać dokoła osi Y i Z. Otwory w ściankach pudełka są normalne, tzn. gdy oś główna żyroskopu jest dołożona pionowo, do połowy przysłonięte ruchomymi zasłonami, które mogą się obracać dokoła osi umieszczonej powyżej otworów.

Jeśli oś główna odchyli się od pionu, to

- 99 -

zasłony pod wpływem siły ciężkości obracają się dokoła swych osi, w wyniku czego z otworów znajdujących się naprzeciw siebie jeden zostaje bardziej odsłonięty, a drugi - zasłonięty.

Siły, jakie wywiera przepływające powietrze na przeciwległe ścianki, stają się nierówne; na oś główną zaczyna działać moment sił zewnętrznych  $M_K$  usiłujący obrócić wirnik dokoła osi Y, co powoduje ruch precesyjny osi głównej z prędkością kątową:

$$\omega = \frac{M_K}{K} = \frac{M_K}{J\Omega} \quad \text{dokoła osi Z}$$

w umownym kierunku ujemnym prowadząc do pokrycia się osi głównej z pionem. Gdy to nastąpi, zasłony znowu jednakowo przysłaniają otwory wylotowe, siły działające na ścianki pudełka równoważą się, znika moment  $M_K$ , a oś główna pozostaje w stałym położeniu.

Korekta będzie prawidłowa pod warunkiem, że na zasłony działają tylko siły grawitacji. W przypadku poruszania się obiektu ruchem niejednostajnym lub krzywoliniowym oprócz tego na zasłony działają siły bezwładności i siły odśrodkowe. Zasłony przyjmują wtedy kierunek wypadkowy z tych sił i siły ciężkości, korekta musi być wtedy wyłączona, gdyż mogłaby ona spowodować powiększanie się odchylenia osi głównej od pionu rzeczywistego.

Jest to możliwe, gdyż współczesne żyroskopy osiągają taki stopień dokładności wykonania, że prędkość precesji osi głównej pod wpływem szkodliwych momentów zewnętrznych nie przekracza 0,2 - 0,3°/min. W tych warunkach wyłączenie korekty na okres kilku minut nie spowoduje odchylenia, które by były niedopuszczalne.

W żyroskopie o napędzie elektrycznym wirnik żyroskopu po prostu jest wirnikiem silnika elektrycznego o dużej prędkości obrotów, dochodzącej do 15 000 obr./min. Elementami korygującymi odchylenia osi głównej od pionu są w tym przypadku małe silniczki elektryczne, przeważnie dwufazowe, umieszczone na osiach Y i Z.

Czujnikami grawitacyjnymi są kontakty rtęciowe /rys.3/,

Rys.3. Rzęciowe czujniki grawitacyjne.

- 100 -

związane z ramką wewnętrzną /puszką/ żyroskopu, które przy odchyleniu osi głównej od pionu zamykają obwód zasilania silniczek korygującego. Oczywiście, zgodnie z prawami ruchu precesyjnego, aby otrzymać ruch osi głównej wokół osi Y, uruchamiany silniczek na osi Z-i na odwrót. Opisane tu korekcje: pneumatyczna i elektryczna różnią się zasadniczo od siebie; pierwsza jest regulacją proporcjonalną, gdzie moment korygujący /w pewnych granicach/ jest proporcjonalny do wartości odchylenia, druga - regulacją typu "tak - nie".

#### 2.4. Żyrobusera i busola żyromagnetyczna

Są to urządzenia pozwalające na określenie, a tym samym i korekcję kąta, jaki tworzy interesująca nas oś, przeważnie oś wzdłużna statku lub samolotu, lub innego obiektu poruszającego się w przestrzeni z płaszczyzną południka; w przypadku żyrobusera południka geograficznego, a w przypadku busoli żyromagnetycznej - południka geograficznego.

Elementem podstawowym obydwu urządzeń jest żyroskop. W busoli żyromagnetycznej tarcza żyroskopu wiruje w płaszczyźnie południka i ma pozostawać w tej płaszczyźnie mimo zmian kierunku nawigacji obiektu poruszającego się. Oczywiście, zadanie to spełnia się w przybliżeniu. Błędy spowodowane są ruchem Ziemi dookoła swej osi i działaniem sił zewnętrznych: tak jak w przypadku stałego pionu. Korektorem tych błędów jest w tym przypadku element oparty na pole magnetyczne, a więc busola magnetyczna lub busola indukcyjna. W żyrobuserze wykorzystano natomiast moment pochodzący od działających na żyroskop sił Coriolisa, powodowanych przez ruch obrotowy Ziemi. Aby działanie tych sił mogło się przejawiać, zewnętrzna ramka żyroskopu musi zostać ustawiona w płaszczyźnie pionowej i pozbawiona swobody ruchu. Wtedy zgodnie z tym, co zostało powiedziane w punkcie 2.2, w wyniku ruchu precesyjnego oś główna żyroskopu ustawi się w płaszczyźnie południka geograficznego, i zachowa ten kierunek.

- 101 -

#### 3. STABILIZACJA LITERA PODKOROWOJOWA

1. WSTĘP

Wymagamy się tutaj litera podkora, jedną z wyznaczników we wstępie stabilizacji żyroskopowej, znaczenie stabilizacji litera podkora.

Jeśli na statku lub na samolocie znajduje urządzenie radiolokacyjne, to przy odchyleniu płaszczyzny podkora od płaszczyzny pionowej osi na statku muszą zmniejszyć się jego oś odchylenia lub poza płaszczyznę pionową statku, a nawet zwiększenie jego wagi, zależnie od wartości kąta podkora -  $1/10$ , podkora -  $1/2$  i odchylenia na kąt  $1/4$ . Podkreślamy tutaj, że gruba istota jest w praktyce nie do rozwiązania analitycznie, podany więc jest tylko przybliżony rezultat.

1 - kąt podkora płaszczyzny podkora. Kąt między osią wzdłużną statku a płaszczyzną pionową. Zmierzamy się, że jest on dodatni, gdy kąt statku podkora się  $\neq 0$ .

2 - kąt przechylenia płaszczyzny podkora. Jest to kąt obrotu tej płaszczyzny podkora do wzdłużnej osi statku wzdłuż osi pionowej. Zmierzamy, że jest dodatni, gdy lewa brzoza "lewa strona" podkora się  $\neq 0$ .

3 - kąt odchylenia punktualnego wagi. Jest to kąt między rzutem osi wagi na płaszczyznę pionową a płaszczyznę pionową przechyloną przez osi wzdłużną statku, mierzony od tej płaszczyzny w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara.

4 - kąt podkora punktualnego wagi. Jest między rzutem osi wagi na płaszczyznę pionową a osi wzdłużną statku mierzony analogicznie jak 3.

5 - kąt elewacji wagi, kąt między osią wagi a płaszczyzną pionową.

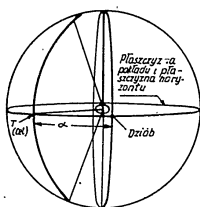
6 - kąt wzniesienia wagi lub podkora, kąt między osią wagi a płaszczyzną pionową.

Dla urzędzenia przedstawionego i wagi, przedstawiamy następujące rysunki 1 i 2. Rysunek 1 przedstawia przekrój podkora i płaszczyznę pionową, a rysunek 2 przedstawia przekrój podkora, płaszczyznę pionową i

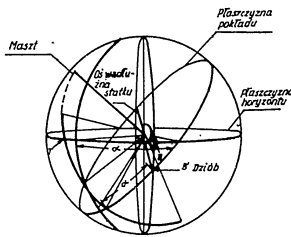


- 102 -

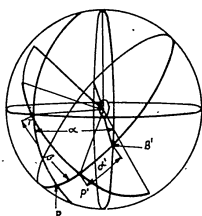
Płaszczyzna pionowa



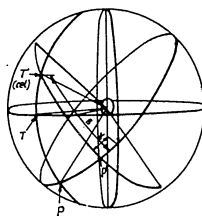
/a/ Płaszczyzna pokładu pokrywa się z płaszczyzną horyzontu; oś wiązki jest skierowana dokładnie na cel.



/b/ Płaszczyzna pokładu pochyłona o  $15^\circ$  i przechylona o  $45^\circ$ . Kąt  $\alpha$  pozostaje nieskorygowany. Cel znajduje się poza wiązką.



/c/ Obraz po skorygowaniu kąta  $\alpha$



/d/ Obraz po skorygowaniu kąta  $\alpha$  dla celu wzniesionego ponad horyzont.

Rys.4. Schemat zagadnienia przestrzennego przy stabilizacji linii widzenia 1.

celem, przy wiązce szerokiej w elewacji. Z rysunków 4c i 4d widać, że, aby cel ponownie znalazł się w płaszczyźnie wiązki, musi ona zmienić względny kąt odchylenia azymutalnego na  $\alpha'$ ; a jeśli to jest wiązka cygarowa, to jej kąt wzniesienia musi się nadto zmienić z  $\beta$  na  $\beta'$ . Rysunek 4c podaje to wszystko dla

- 103 -

celu położonego w płaszczyźnie horyzontu, 4d - dla celu wzniesionego w elewacji pod kątem  $\beta$ , ale istota zagadnienia już się nie zmienia.

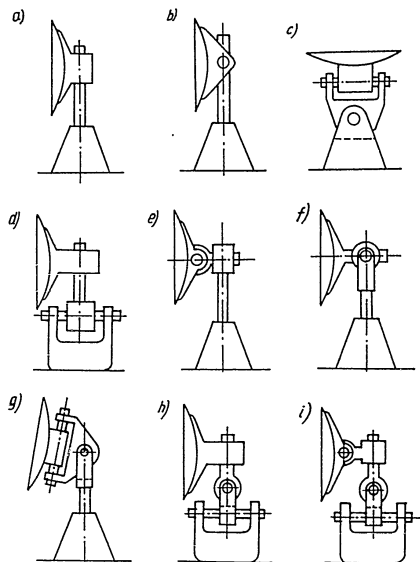
Z powyższych rozważań przestrzennych wynika, że stabilizacja anten o dostatecznie szerokich wiązkach pletwowych możliwa jest już przy jednym stopniu swobody układu antenowego, tzn. jednej osi, wokół której może się obracać reflektor i układ oświetlający, albo sam reflektor; ale układ oświetlający jest tak rozwiązany, że jest to możliwe. Przy stabilizacji wiązki cygarowej układ anteny musi mieć co najmniej dwa stopnie swobody, można jednak obmyśleć /i w praktyce są stosowane dla wypełnienia tego zadania/ także układy o większej ilości stopni swobody, a mianowicie o trzech, a nawet czterech stopniach swobody.

Dla każdego układu o określonej ilości stopni swobody możliwych jest kilka rozwiązań realizacji technicznej. Wykluczając przypadki rozwiązań zgoła bezsensownych /np. układ z jednym stopniem swobody, z osią poziomą/ mamy w sumie dla wszystkich stopni swobody dziewięć możliwych przypadków rozwiązań. Wszystkie one zostały schematycznie przedstawione na rys.5.

W praktyce z kolei są stosowane tylko niektóre z nich, mianowicie te, które dają takie czy inne korzyści w konkretnych warunkach technicznych. Obok określonych korzyści każde z rozwiązań ma właściwe sobie strony ujemne. Konstruktor nigdy, niestety, nie jest w stanie połączyć w jednym rozwiązaniu zalet podstawowych, które by dały rozwiązanie idealne: prostoty wyposażenia układu antenowego, prostoty wyposażenia pokładowego i dokładności. Zalety i wady w ogóle stosowalność poszczególnych wersji rozwiązań zostaną rozważone szczegółowo w jednym z dalszych punktów.

Z przytoczonego schematu zagadnienia przestrzennego jest jasne, że przy wąskich wiązkach radiolokacyjnych cel, przy kołowaniu okrętu lub samolotu, chwilami tylko będzie oświetlany. Zagadnienie to występuje przy obserwacji dookrężnej i zorganizowaniu panoramowym. W tych warunkach obraz ulega zniekształceniu, a już przy względnie małych kątach przechyłów - zamazaniu, jeżeli antena obraca się z dużą prędkością. Nadto przechylenia i pochylenia samolotu spowodują przy oświetlaniu Ziemi wiązką

- 104 -



Rys. 5. Zestawienie schematów różnych typów anten radiolokacyjnych.

zmniejszenie zasięgu, a w najlepszym razie nierównomierne oświetlenie i zniekształcenie obrazu tym większe, im na większej wysokości znajduje się samolot.

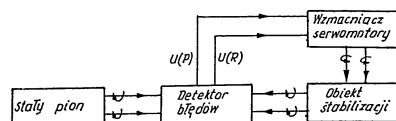
Celowe więc, a w pewnych warunkach niezbędne jest wprowadzenie stabilizacji, która pozwoli na otrzymanie poprawnego obrazu niezależnie od warunków nawigacji. Możliwe są przy tym dwie różne metody. Można to osiągnąć zawsze na drodze stabilizacji mechanicznej układu antenowego lub w ograniczonej

- 105 -

liczbie przypadków na drodze elektrycznej "stabilizacji" obrazu na ekranie, w dużej mierze analogicznej do wspomnianej już korekcy azymutu, zapewniającej stałe orionowanie obrazu na ekranie radiolokatora według stron świata. Istnieją zasadniczo dwa jakościowo różne rodzaje stabilizacji mechanicznej: stabilizacja podstawy i stabilizacja linii widzenia anteny.

### 3.2. Stabilizacja podstawy

Jest to stabilizacja najbardziej zadawalającą z kinematycznego punktu widzenia. Układ antenowy zamontowany tu jest na systemie krzyżowym osi, który zapewnia pionowe położenie głównej osi anteny niezależnie od pochyleń i przechyleń statku, czyli że stabilizowana właściwie jest cała podstawa anteny zachowując stałe położenie poziome. Położenie każdej z osi korygowane jest przez oddzielny, związany z nią serwomechanizm, wysterowany sygnałem błędów z transformatora obrotowego, którego wirnik związany jest z osią odpowiedniej ramki żyroskopu. Ośią główną anteny jest oś, dokoła której antena obraca się w azymucie przy przeszukiwaniu przestrzeni. Schemat blokowy urządzenia stabilizującego przedstawia rysunek 6. Jeśli chodzi o poszczególne bloki, to stały pion został omówiony wy-



Rys. 6. Schemat blokowy urządzenia stabilizującego do stabilizacji podstawy.

zerpującą w poprzednim rozdziale 1, jak wiemy, jest on swego rodzaju "absolutnym" układem odniesienia, pozwalającym na wykrycie odchylenia osi obiektu stabilizacji od zadanego kierunku. Obiektem stabilizacji jest układ antenowy, detektorem błędów - wspomniane już transformatory obrotowe.

- 106 -

Urządzenie jest więc typowym układem nadążnym, w którym sprzężenie zwrotne wykazuje jednak pewną specyfikę. Mianowicie zrealizowane jest drogą związania stojana transformatora obrotowego z podstawą anteny. Takie rozwiązanie wymaga więc umieszczenia samego żyroskopu bezpośrednio na podstawie anteny. Urządzenie stabilizujące zapewnia stałe pokrywanie się płaszczyzny podstawy anteny z płaszczyzną wirowania żyroskopu.

### 3.3. Stabilizacja przechyleń.

Wobec tego, że kąty pochyłeń, z jakimi mamy do czynienia w praktyce, są dużo mniejsze od kątów przechyleń, w wielu wypadkach zadawające wyniki stabilizacji osiągamy kompensując jedynie przechylenia w układzie analogicznym do poprzedniego, tylko uproszczonym. Stabilizacja tego rodzaju w urządzeniach lotniczych uzupełniana jest czasem ręczną korektą kąta pochylenia. Zadaniem tej korekty jest usuwanie nie zmiennych chwilowych różnic, lecz różnic długotrwałych wynikających ze zmian kąta natarcia samolotu, spowodowanych zmianami prędkości lotu, wysokości i obciążenia samolotu głównie w wyniku zużycia paliwa, po wyrzuceniu bomb itp.

### 3.4. Stabilizacja linii widzenia

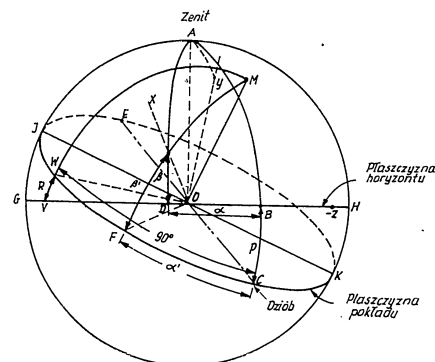
Przy stabilizacji linii widzenia podstawa anteny jest związana na sztywno z pokładem, odpowiednie zaś kąty względne są zmieniane w takt obrotów dookoła osi głównej i w takt zmian kątów przechyleń i pochyłeń statku w taki sposób, że linia widzenia pokrywa się z właściwym celem. Możliwych jest kilka wersji rozwiązań technicznych tego rodzaju stabilizacji zależnie od tego, iloma i jakimi stopniami swobody układu antenowego dysponujemy. Rozpatrzmy ten typ anten, gdzie stabilizacja jest realizowana na drodze: 1/ zmian względnego kąta odchylenia azymutalnego i kąta wzniesienia wiązki; 2/ zmian względnego odchylenia azymutalnego.

Przy antenach o dwóch stopniach swobody możliwe są dwa typy o różnych konfiguracjach osi. Typ pierwszy (rysunek 5b) umożliwia zmianę położenia wiązki w azymucie i w elewacji. Antena

- 107 -

dzięki stabilizacji, niezależnie od ruchów pokładu, stale "patrzy" na określony punkt w przestrzeni, kąty, jakie wiązka tworzy z układem osi związanych z pokładem, zależą od wartości  $P, R, \alpha$  i  $\beta$ . Kąty te znacznie różnią się od  $\alpha$  i  $\beta$  dla obszaru w pobliżu zenitu. Wymaga to znacznych prędkości i przyspieszeń układu stabilizującego; trudności tych można uniknąć stosując w tych warunkach typ 2 rys. 5c. Aby się o tym przekonać, poszukajmy zależności kątów  $\alpha'$  i  $\beta'$  od kątów  $\alpha$  i  $\beta$  oraz od kątów  $P$  i  $R$ .

Kąty  $\alpha'$  i  $\beta'$  są swego rodzaju rozkazami lub dyspozycjami, które przez serwomechanizmy wykonawcze "zmuszą" układ antenowy do zajęcia nowego, właściwego położenia. Wymienione kąty łatwo odszukać na rysunku 7, przedstawiającym schematycznie kulę



Rys.7. Kula jednostkowa, ilustrująca różne kąty istotne dla stabilizacji.

jednostkową z właściwymi płaszczyznami: GH przechodzącą przez środek kulki O i JEKCF także przechodzącą przez środek O. 6H nazywamy płaszczyzną horyzontu, a JEKCF- płaszczyzną pokładu. Oś wiązki pokrywa się z prostą OT. Płaszczyzna pionowa, przecho-

- 108 -

dzająca przez OT, przecina powierzchnię kuli wzdłuż łuku ATD; a płaszczyzna normalna do pokładu, przechodząca przez OT, - wzdłuż łuku MTF. Prosta CE jest osią wzdłużną statku; płaszczyzna pionowa, przechodząca przez tę oś, przecina powierzchnię kuli wzdłuż łuku ABC. Płaszczyzna normalna do osi CE i do pokładu statku przecina powierzchnię kuli wzdłuż łuku ... T. Wszystkie te łuki są częściami wielkich kół, których środki pokrywają się z punktem O.

Długość łuku BC jest miarą kąta pochylenia, łuku WV - kąta przechylenia, łuku DT - kąta  $\beta$ , łuku FT - kąta  $\beta'$ , łuku BD - kąta  $\alpha$  i łuku CF - kąta  $\alpha'$ .

Zadaniem naszym jest wyrazić  $\alpha'$  i  $\beta'$  jako funkcje  $\alpha$ ,  $\beta$ , P i R. W tym celu obieramy taki prawoskrętny układ współrzędnych prostokątnych  $\{x, y, z\}$ , aby osie  $x, y$  leżały w płaszczyźnie pionowej i aby wektor OT /patrz rys.7/ miał w nim składowe:

$$\left. \begin{aligned} x &= 1, \\ y &= 0, \\ z &= 0. \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots /3.1/$$

Zadanie rozwiążemy dokonując szeregu obrotów układu współrzędnych dokoła odpowiednio wybranych osi, prowadząc do tego, aby wektor OT po wykonaniu n obrotów w nowym prawoskrętnym układzie współrzędnych prostokątnych związanym z płaszczyzną pokładu miał znowu składowe:

$$x_n = 1, \quad y_n = 0, \quad z_n = 0. \quad \dots\dots\dots /3.2/$$

Dokonywane rachunki i przekształcenia są elementarne i właściwie można by je pominąć podając od razu wynik końcowy. Prześledzenie ich jest jednak celowe dla zrozumienia zasady pracy opisanego dalej przelicznika elektrycznego. Obróćmy układ  $x, y, z$  dokoła osi z tak, aby oś x znalazła się w płaszczyźnie horyzontu, a więc o kąt  $-\beta$ . Wtedy składowe wektora IT w nowym układzie wyrażą się przez:

$$\left. \begin{aligned} x_1 &= \cos \beta \\ y_1 &= \sin \beta \\ z_1 &= 0. \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots /3.3/$$

- 109 -

Drugi obrót dokoła osi  $Y_1$  o kąt  $\alpha$  powoduje, że składowe wektora OT wyrażą się wzorami:

$$\left. \begin{aligned} x_2 &= \cos \beta \cos \alpha, \\ y_2 &= \sin \beta, \\ z_2 &= \cos \beta \sin \alpha. \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots /3.4/$$

Trzeci obrót dokoła osi  $Z_2$  o kąt  $P$  daje:

$$\left. \begin{aligned} x_3 &= \cos \beta \cos \alpha \cos P - \sin \beta \sin P, \\ y_3 &= \cos \beta \cos \alpha \sin P + \sin \beta \cos P, \\ z_3 &= \cos \beta \sin \alpha. \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots /3.5/$$

Czwarty obrót dokoła osi  $x_3$  o kąt  $-R$ :

$$\left. \begin{aligned} x_4 &= \cos \beta \cos \alpha \cos P - \sin \beta \sin P, \\ y_4 &= \cos \beta \cos \alpha \sin P \cos R + \sin \beta \cos P \cos R - \cos \beta \sin \alpha \sin R, \\ z_4 &= \cos \beta \cos \alpha \sin P \sin R + \sin \beta \sin P \sin R + \cos \beta \sin \alpha \cos R. \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots /3.6/$$

Teraz wykonamy obrót dokoła osi  $Y_4$  o taki kąt  $-\alpha'$ , aby  $z_5 = 0$  i następnie dokoła osi  $z_5$  o taki kąt  $\beta'$ , aby  $y_6 = 0$ :

$$\left. \begin{aligned} x_5 &= z_4 \sin \alpha' + x_4 \cos \alpha', \\ y_5 &= y_4, \\ z_5 &= z_4 \cos \alpha' - x_4 \sin \alpha' \quad \text{żąd} = 0, \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots /3.7/$$

$$\left. \begin{aligned} x_6 &= x_5 \cos \beta' - y_5 \sin \beta' = 1, \\ y_6 &= -x_5 \sin \beta' + y_5 \cos \beta' \quad \text{żąd} = 0, \\ z_6 &= 0. \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots /3.8/$$

Z warunku  $z_5 = 0$  otrzymujemy:

$$\operatorname{tg} \alpha' = \frac{z_4}{x_4} \quad \dots\dots\dots /3.9/$$

a po podstawieniu:

$$\operatorname{tg} \alpha' = \frac{\cos \beta \sin \alpha \cos R + \cos \beta \cos \alpha \sin P + \sin \beta \cos P \sin R}{\cos \beta \cos \alpha \cos P - \sin \beta \sin P} \quad /3.10/$$

- 110 -

Z warunku  $y_6 = 0$ , wobec tego że  $z_5 = 0$ , otrzymujemy:

$$\operatorname{tg} \beta' = \frac{y_5}{x_5} = \frac{y_5}{\sqrt{1 - y_5^2}}, \quad \dots\dots\dots /3.11/$$

stąd:

$$\sin^2 \beta - y_5^2 \sin^2 \beta' = y_5^2 \cos^2 \beta',$$

$$\sin \beta' = y_5 = y_4. \quad \dots\dots\dots /3.12/$$

$$\sin \beta' = \cos \beta \cos \alpha \sin P + \sin \beta \cos P / \cos R - \cos \beta \sin \alpha \sin R / \quad /3.13/$$

Równania /3.10/ oraz /3.13/ są poszukiwanymi zależnościami:

$$\alpha' = f_1 / \alpha, \beta, P, R, \quad \beta' = f_2 / \alpha, \beta, P, R.$$

Dla przypadku, gdy obiekt znajduje się w płaszczyźnie horyzontu, zależności te upraszczają się do:

$$\operatorname{tg} \alpha' = \frac{\sin \alpha \cos R + \cos \alpha \sin P \sin R}{\cos \alpha \cos P} \quad \dots\dots\dots /3.14/$$

$$\sin \beta' = \cos \alpha \sin P \cos R - \sin \alpha \sin R. \quad \dots\dots\dots /3.15/$$

Przy stabilizacji wiązki szerokiej w elewacji istotna jest jedynie znajomość zależności /3.14/.

Mając zależność /3.14/ można określić kąt korekcyjny  $\alpha - \alpha'$ , o jaki trzeba przesunąć wiązkę w płaszczyźnie pokładu, aby poprawnie oświetlała cel.

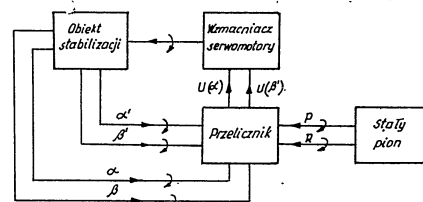
$$\operatorname{tg} / \alpha - \alpha' / = \frac{\cos^2 \alpha \sin R \sin P + \sin \alpha \cos \alpha / \cos R - \cos P /}{\sin^2 \alpha \cos R + \sin \alpha \cos \alpha \sin R \sin P + \cos^2 \alpha \cos P} \quad /3.16/$$

Antena z jednym stopniem swobody /obrotu dokoła osi głównej może być skutecznie stabilizowana względem celów znajdujących się w płaszczyźnie horyzontu, jeśli wiązka jest dostatecznie szeroka w elewacji. Osiągalne więc to jest dla anten na okrętach, a niemożliwe dla anten lotniczych "obserwujących" ziemię z dużej wysokości. Kąty, o jakie trzeba przesunąć wiązkę, zmieniają się, w zależności od wartości  $\alpha$ , od zera do pewnej wartości maksymalnej, która rośnie wraz ze wzrostem  $P$  i  $R$ . Wobec tego,

- 111 -

że żaden z kątów  $\alpha', \beta'$  nie istnieje "naturalnie", nie jest dany w postaci przesunięcia kąтового osi jako wynik pojawienia się  $P \neq 0$  i  $R \neq 0$ .

Urządzenie stabilizujące musi różnić się w porównaniu z przedstawionym na rysunku 6 o nowy blok, zwany przelicznikiem. /patrz rys.8/. Przelicznik jest w zasadzie rozbudowanym detek-



Rys.8. Schemat blokowy urządzenia stabilizującego do stabilizacji linii widzenia.

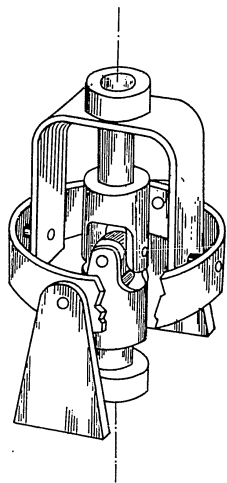
torem błędów układu nadążnego, jakim jest urządzenie stabilizujące, w którym sygnał błędów przeliczników jest funkcją kompletnych parametrów charakteryzujących zagadnienie przestrzenne.

### 3.5. P r z e l i c z n i k i

Istnieją dwa zasadnicze rodzaje przeliczników. Przeliczniki analityczne, w których poszczególne elementy analizują i rozwiązują stopniowo równania arytmetyczne i trygonometryczne, są to przeliczniki mechaniczne, w których rozwiązanie otrzymujemy z dużą dokładnością w postaci przeniesionego przez przekładnię podwyższającą żadanego kąta wyjściowego.

Drugi rodzaj stanowią przeliczniki przegubowe. Są to przeliczniki, gdzie rozwiązanie sprowadza się do modelowania zagadnienia przestrzennego na specjalnym układzie odpowiednio ułożonych ram i przegubowo połączonych osi. Układ taki w dużym uproszczeniu przedstawiony jest na rysunku 9. Układ ram zewnętrznych i osi wewnętrznych związany jest z jednej strony z pokładem, a z drugiej - z płaszczyzną horyzontu wyznaczoną

- 112 -

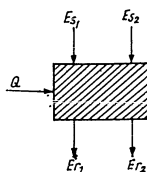


Rys.9. Schemat przelicznika konstrukcyjnego.

przez żyroskop. Przy odchyleniu płaszczyzny pokładu od płaszczyzny horyzontu elementy połączone przegubowo zajmą w stosunku do siebie określone konstrukcje, jedynie możliwe wymuszone położenie /stąd nazwa/. Różnice przesunięć kątowych w przegubach są poszukiwanymi rozwiązaniami.

Istnieje wreszcie trzeci rodzaj przeliczników, mający cechy przelicznika analitycznego jak i przegubowego. Podstawowym ogniwem tego przelicznika jest transformator z parą uzwojeń pierwotnych na stojanie i parą wtórnych na wirniku. W każdej parze uzwojenia są rozmieszczone względem siebie prostopadłe w przestrzeni. Przekładnie między uzwojeniami 1:1. Schematycznie taki transformator można przedstawić jako układ o trzech wejściach i dwóch wyjściach.

Jeśli na wejścia elektryczne podamy napięcia  $E_{s1}$  i  $E_{s2}$ , a rotor obrócimy od umownego położenia zerowego o kąt  $\theta$ , to na wyjściach otrzymamy napięcia:



Rys.10. Schemat transformatora z ruchomymi uzwojeniami.

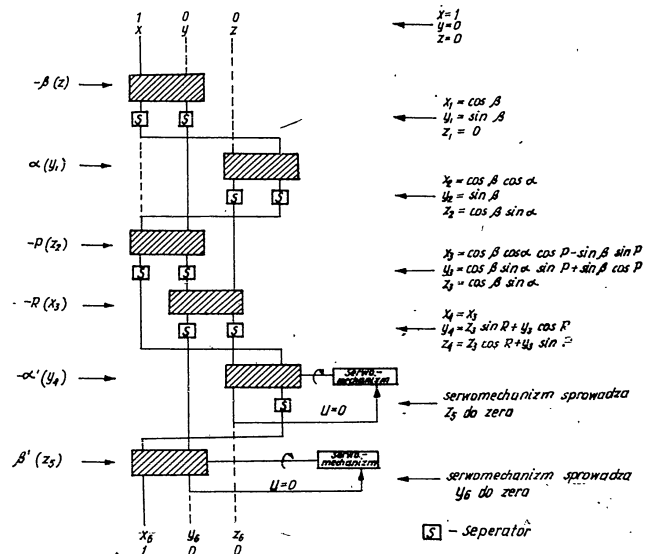
$$\begin{aligned} E_{r1} &= E_{s1} \cos \theta + E_{s2} \sin \theta, \\ E_{r2} &= -E_{s1} \sin \theta + E_{s2} \cos \theta. \end{aligned} \quad \dots \dots \dots /3.17/$$

- 113 -

Istnieje więc pełna analogia między operacją, jaką wykonał transformator, a obrotem układu współrzędnych.

Zestawiając cały łańcuch takich transformatorów, w którym sygnały wyjściowe jednych staną się wejściowymi następnych, a rotory zostaną obrócone o kąty, jak przy obracaniu układów osi współrzędnych w rozwiązaniach analitycznych, otrzymamy ostatecznie napięcia błędów, które, wysterowując układy wykonawcze, ustawią odpowiednio korygowane osie.

Wyjaśnia to poniższy schematyczny rysunek 11 przelicznika dla zależności  $\alpha' = f_1(\alpha, \beta, P, R)$  oraz  $\beta' = f_2(\alpha, \beta, P, R)$ . Poda-



Rys.11. Schemat przelicznika elektrycznego.

ne z prawej strony wyrażenia określają napięcia na wyjściach kolejnych ogniw.

- 114 -

Cztery pierwsze kąty - to dane określające zagadnienie przestrzenne, wprowadzone do przelicznika z zewnątrz. Dwa ostatnie kąty - to przesunięcie osi, dokonane przez serwomechanizmy, zapewniające spełnienie żądanych warunków:  $z_5 = 0$  i  $y_6 = 0$ , to znaczy znikanie napięć proporcjonalnych do wymienionych składowych.

Oczywiście napięcia błędów proporcjonalne do  $z_5$  i  $y_6$  występowują jednocześnie serwomechanizmy korygujące położenie samej anteny. Napięcia, jak łatwo spostrzec, są równe zeru przy  $P$  i  $R$  równych zeru.

Układ takiego przelicznika z pełnym wyposażeniem jest większy i cięższy od poprzednich, ale ma też poważną nad nimi przewagę w postaci dużej prostoty mechanicznej, a więc i większej pewności działania.

Opisane urządzenie stabilizujące nie wymaga tak jak urządzenie z rysunku 6 umieszczenia żyroskopu na antenie. Żyroskop i przelicznik mogą być umieszczone nawet nad pokładem, a dane katowe /charakteryzujące zagadnienie przestrzenne oraz sprężenie zwrotne/ mogą być przekazane za pośrednictwem łącz selsynowych. Zarówno przy jednym jak i dwóch stopniach swobody urządzenie zapewnia to, że cel pozostaje na linii widzenia anteny z tym, że sytuacja staje się dość kłopotliwa przy zobrazowaniu panoramowym, gdyż antena musi się poruszać ze zmienną prędkością katową zależną od  $\alpha$ .

Można to w stosunkowo prosty sposób osiągnąć przy zastosowaniu przelicznika elektrycznego. Wtedy na osi transformatora, gdzie wprowadza się kąt  $\alpha$ , wprowadza się jednostajny ruch obrotowy /promienie na wskaźniku/, natomiast antena obraca się przez serwomechanizm wysterowany napięciem proporcjonalnym do  $z_5$  /rys.11/. W tych warunkach jest wyraźnie widoczne, że wygodniej byłoby stabilizować obraz na ekranie.

Wtedy antena poruszałaby się ruchem jednostajnym, a serwomechanizm obracałby cewkę wskaźnika korygując położenie promienia. Zalety drugiego rozwiązania: mniejsza bezwładność układu, mniejsza moc, brak zmiennych momentów, który by musiał serwomechanizm pokonywać /napór wiatru na reflektor/.

- 115 -

### 3.6. Stabilizacja linii widzenia

Rozwiązaniem, łączącym w sobie wiele zalet, jest stabilizacja linii widzenia<sup>1</sup>, w której korekci ulegają: kąt między płaszczyzną wiązki i płaszczyzną pokładu oraz kąt wzniesienia wiązki nad pokładem. Stabilizacja jest tak pomyślna, że chociaż oś główna anteny nie pozostaje stale pionowa, to płaszczyzna wiązki jest stale pionowa, a serwomechanizmy nie muszą stabilizować całej podstawy wraz z napędem osi głównej, lecz jedynie samą antenę /czasem dla jednej z osi udaje się uzyskać zadowalające wyniki przez zmianę położenia samego reflektora/. Ten rodzaj stabilizacji nie wymaga też przeliczników, jeśli korzystamy z żyroskopu obracającego się wraz z osią główną anteny<sup>2</sup>. Przy zastosowaniu stałego pionu przeliczniki są konieczne, ale są względnie proste. Tego rodzaju prostota osiągalna jest jednak tylko tak długo, dopóki nie jest wymagana zbyt wielka dokładność namiaru w azymucie.

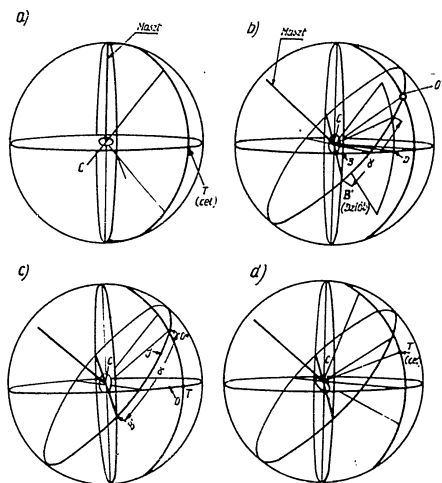
Zagadnienie przestrzenne dla tego typu stabilizacji ilustruje rysunek 12. Po odpracowaniu przez serwomechanizmy kątów  $L$  i  $Z$  /patrz rys.13/ wiązka jest znowu pionowa, ale nie oświetla celu  $T$ . Dla pełnej korekci konieczne jest przesunięcie w azymucie o kąt  $0$  CT.

1. W przypadku wiązki szerokiej w elewacji linią widzenia jest prosta, położona w płaszczyźnie symetrii wiązki i przechodząca przez punkt największego natężenia pola w tej płaszczyźnie.

2. Literatura anglosaska wyróżnia dwa rodzaje przyrządów żyroskopowych, pozwalających na określenie odchylenia interesującej nas osi od pionu przy stabilizacji anten radiolokacyjnych:

- Taki, gdzie obudowa żyroskopu obraca się wraz z anteną w ten sposób, że oś  $Z$  /rys.1/ pokrywa się z kierunkiem promieniowanej wiązki. Przyrząd pozwala określić bezpośrednio wartości kątów  $L$  i  $Z$  /patrz rys.13/ i nosi nazwę "stable element".
- Taki, gdzie obudowa żyroskopu jest nieruchoma, oś ma stały kierunek względem pokładu statku i pokrywa się z kierunkiem jego osi wzdłużnej. Przyrząd pozwala określić bezpośrednio wartości kątów  $P$  i  $R$  i nosi nazwę "stable vertical". Termin "stały pion" odnosi się wyłącznie do tego przyrządu.

- 116 -



Rys. 12. Schemat zagadnienia przestrzennego przy stabilizacji linii widzenia.

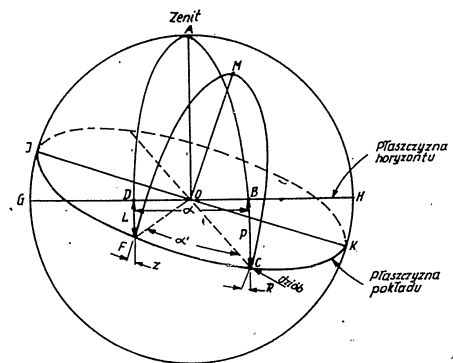
Poszukujemy zależności analitycznych, które wiążą kąty, jakie ma opracować serwo mechanizm z kątami charakteryzującymi zagadnienie przestrzenne:

$$L = f_1 / \alpha, P, R / \text{ i } Z = f_2 / \alpha, P, R /$$

Oznaczenia odpowiednich łuków, płaszczyzn i osi na rys. 13 są takie same jak na rys. 7. Interesujące nas zależności analityczne otrzymujemy w analogiczny sposób jak w punkcie poprzednim.

Pierwotny układ współrzędnych prostokątnych związany jest z płaszczyzną pokładu; oś x pokrywa się z prostą OC; a za

- 117 -



Rys. 13. Kula jednostkowa ilustrująca zależności pomiędzy  $\alpha, \alpha', P, R, L$  oraz  $Z$ .

jednostkowy wektor odniesienia przyjmujemy wektor normalny o składowych:

$$\begin{cases} x = 0, \\ y = 1, \\ z = 0. \end{cases} \quad \dots\dots\dots /3.1/$$

Dokonywając kolejno obrotów dokoła osi x o kąt R, dokoła osi  $z_1$  o kąt P, dokoła osi  $y_2$  o kąt  $\alpha$  i dokoła osi  $z_3$  o taki kąt - L, aby  $x_4 = 0$  otrzymujemy:

$$\operatorname{tg} L = \frac{x_3}{y_3}, \quad \dots\dots\dots /3.1/$$

a po podstawieniu

$$\operatorname{tg} L = \frac{\cos R \sin P \cos \alpha - \sin R \sin \alpha}{\cos P \cos R} \quad \dots\dots\dots /3.20/$$



- 118 -

Natomiast z rys.13 jest bezpośrednio widoczne, że:

$$\sin Z = \frac{Z_3}{1} = -Z_3 \dots\dots\dots /3.21/$$

po podstawieniu:

$$\sin Z = \sin R \cos R + \cos R \sin P \sin \alpha \dots\dots\dots /3.22/$$

Można dowieść, że kąt OCT równa się kątowi  $\alpha' - \alpha$ , którego tangens określony jest wzorem /3.16/, a więc o.o.do wartości jest to takie same przesunięcie, jakiemu ulega wiązka przy typie stabilizacji linii widzenia omówionym poprzednio. Korekta, prowadząca do zmian względnego kąta odchylenia od kursu, jest raczej kłopotliwa. Na wymienionych typach anten o trzech stopniach swobody można natomiast zrealizować stabilizację linii widzenia, która nie wymaga tych zmian, ale nie daje pionowej wiązki.

Przy tym typie korekty także zmieniamy kąt między płaszczyzną wiązki i płaszczyzną pokładu oraz kąt wzniesienia wiązki nad pokładem. Z tym, że płaszczyznę wiązki obracamy dookoła osi CO tak długo aż pokryje się z celem T /patrz rys.12/, a więc o kąt  $\varphi$  - kąt dwuścienny zawarty między płaszczyzną normalną do pokładu i płaszczyzną CO'T, a następnie zmieniamy kąt wzniesienia na kąt  $\beta$ , którego miarą jest kąt O'T.

Zależności analityczne dla nowych kątów, otrzymane znaną nam metodą, są następujące:

$$\tan \frac{Z_3}{Z_2} = \frac{\cos \beta \cos \alpha' \sin P \sin R \sin \beta \cos \alpha \cos P \sin R \cos \beta \sin \alpha \cos \alpha' \cos \beta \cos \alpha \sin \alpha' \sin P}{\cos \beta \cos \alpha' \sin P \cos R \sin \beta \cos P \cos R \cos \beta \cos \alpha \sin \alpha' \sin P} \dots\dots\dots /3.23/$$

$$\sin \beta' = \sqrt{Z_3 \cos \varphi + Z_2 \sin \varphi} \dots\dots\dots /3.24/$$

Jeśli interesują nas obiekty znajdujące się jedynie w płaszczyźnie horyzontu, a więc  $\beta = 0$ , to wzory znacznie się upraszczają i mamy:

$$\tan \varphi = \frac{\cos \alpha' \sin P \sin R + \sin \alpha \cos R}{\sin P \cos R - \tan \alpha \sin R} \dots\dots\dots /3.25/$$

- 119 -

$$\begin{aligned} \sin \beta' &= \cos \alpha' \sin P \cos R \cos \varphi - \sin \alpha \sin R \cos \varphi + \\ &+ \cos^2 \alpha' \sin P \sin R \sin \varphi - \sin \alpha \cos \alpha \cos R \sin \varphi - \\ &- \cos \alpha' \sin \alpha \cos P \sin \varphi \dots\dots\dots /3.26/ \end{aligned}$$

Stabilizację tę można zrealizować na tych samych typach anten o.o. poprzednio, a więc 5<sub>0</sub> i 5<sub>2</sub>. Zaletą tego typu stabilizacji jest - jak już było wspomniane - to, że nie wymaga zmian prędkości anteny przy przeszukiwaniu przestrzeni oraz że potrzebuje stosunkowo małych przesunięć kątowych, a w związku z tym małe prędkości i przyspieszenia wymagane są od układu nadążnego.

Poniżej zestawione są amplitudy przesunięć kątowych dla różnych typów stabilizacji, występujące przy jednakowych warunkach zewnętrznych, gdy kąt P = 15°, a kąt R = 45°, dla różnych wartości kąta  $\alpha$ . Wynoszą one dla:

1. Stabilizacji podstawy P = 15° R = 45°,
2. Stabilizacji linii widzenia a/  $\alpha' - \alpha /_{\max} = 18^\circ$ ,  $\beta'_{\max} = 47^\circ$ ,
3. Stabilizacji linii widzenia b/  $Z_{\max} = 46^\circ$ ,  $L_{\max} = 46^\circ$ ,
4. Stabilizacji linii widzenia c/  $\varphi_{\max} = 18^\circ$ ,  $\alpha' - \alpha /_{\max} = 18^\circ$ ,  $\beta'_{\max} = 62^\circ$

Ostatni typ stabilizacji jest więc bardzo wygodny tylko w tym przypadku, jeśli wiązka jest szeroka w elewacji.

Tak jak to już było powiedziane, niemożliwe jest wyróżnienie spośród omówionych najlepszego typu stabilizacji anteny radiolokacyjnej. Każdy typ jest pomyślany dla określonych warunków i tylko w tych warunkach celowe jest jego stosowanie.

1. Stabilizacja podstawy stosowana jest tam, gdzie zależy nam na tym, aby osłowa anteny pozostawała stale pionowa. Jest to jedynie możliwe rozwiązanie stabilizacji w przypadku, gdy czułość obrotów anteny jest duża. Np. przy prędkości powyżej 9 obrotów/min nie możliwe jest stosowanie któregośkolwiek z typów stabilizacji linii widzenia, gdyż przyspieszenia układu antenowego wypadają zbyt wielkie. Rośnie niezbędna moc silników układu wykonawczego, rośnie ciężar układu antenowego. Stabilizacja linii widzenia traci swą zasadniczą zaletę - lek-

- 120 -

kość układu antenowego; nie więc nie stoi na przeszkodzie, aby przejść na stabilizację podstawy. Ten typ może /ale nie koniecznie musi/ być stosowany w urządzeniach lotniczych, których wiązka musi pozostawać pionowa. Rozwiązanie to wymaga dwóch dodatkowych osi, ale - jak już było wspomniane - jest wysoce zadowalające z kinematycznego punktu widzenia i nie wymaga przełączników.

2. W przypadku, gdy układ antenowy dysponuje odpowiednimi osiami i jeżeli tylko pozwalają na to warunki, stosujemy stabilizację linii widzenia, gdyż niezbyt uzasadnione byłoby dodawanie nowych osi. Należy pamiętać, że każda oś pociąga za sobą konieczność zastosowania złącza obrotowego dla wielkiej częstotliwości i większej lub mniejszej ilości pierścieni stykowych. Dlatego, jeżeli to tylko możliwe, staramy się stabilizować przez obrót samego reflektora bez obracania układu oświetlającego. Przy tym, jeśli wiązka ma być pionowa, nieodzowna jest stabilizacja linii widzenia b/.

Stabilizacje linii widzenia a/ i o/ zostały już dokładnie omówione i porównane, ponowne przytaczanie jest więc zbędne.

- 121 -

## KRÓTKI OPIS STACJI RADIOLOKACYJNEJ SCR-584

Mgr inż. Leon Kiernożycki

/Katedra Techniki Fal Ultrakrótkich  
Politechniki Warszawskiej/.

### 1. CZĘŚĆ OGÓLNA

#### 1.1. Przeznaczenie stacji

Stacja SCR - 584 służy do wykrywania i śledzenia ruchomych obiektów /w szczególności samolotów/. Maksymalny zasięg stacji wynosi 70000 /63 km/ jardów. Po wykryciu obiektu stacja śledzi go dysponując aktualnymi dokładnymi danymi o jego położeniu, które przekazywane są do użytku artylerii przeciwlotniczej. Na odległościach mniejszych niż 32000 /30 km/ jardów stacja śledzi obiekt samoczynnie, przy czym dane określające położenie obiektu /azymut, elewacja, odległość, wysokość/ przekazywane są do odpowiedniego urządzenia sterującego.

Zasadnicze przeznaczenie stacji związane z potrzebami obrony przeciwlotniczej:

- Wykrywanie zbliżających się obiektów;
- Automatyczne śledzenie wybranych obiektów;
- Dokładne określanie położenia obiektu i wytwarzanie napięć, które są miarą azymutu, elewacji, odległości i wysokości obiektu;
- Przekazywanie napięć określających położenie obiektu do przyrządu automatycznego sterowania dział przeciwlotniczych.

#### 1.2. Analiza obszaru

##### a. Zasady ogólne

W celu wykrycia obiektu stacja analizuje pewien obszar. Wykryty obiekt przedstawiony jest na wskaźniku typu P, siedmio-

- 122 -

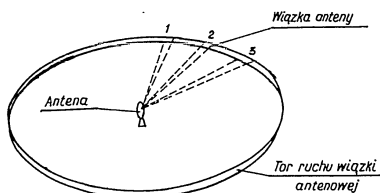
calowej lampy oscyloskopowej o długiej poświacie ekranu. Dane przedstawione na wskaźniku P tworzą mapę, z której można odczytać kąt azymutu i odległość wszystkich odbijających obiektów znajdujących się w obszarze analizowanym przez stację.

Mapa pokrywa obszar ograniczony kołem o promieniu równym maksymalnemu zasięgowi stacji. Miejsce ustawienia anteny odpowiada środkowi mapy. Odbierane sygnały /echo/ od odbijających obiektów pojawiają się na promieniowej podstawie czasu. Odległość między środkami mapy /ekranu lampy/ i echem jest miarą odległości obiektu od stacji. Kołowe znaczniki odległości ułatwiają jej odczyt. Kąt azymutu odczytuje się na skali kołowej otaczającej ekran wskaźnika.

Poniżej opisane są metody analizy przestrzeni stosowane w stacji SCR - 584.

#### b. Analiza dookreżna

Analiza ta polega na ruchu anteny tylko w azymucie. Antena ustawiona jest pod określonym kątem elewacji i obraca się okrężnie w azymucie. Prędkość rozchodzenia się fal radiowych jest bardzo duża w stosunku do prędkości, z jaką obraca się antena; nadawany impuls "wychodzi" z anteny, dociera do punktu 1, odbija się od obiektu i wraca, zanim antena zdąży obrócić się do punktu 2. Powracający impuls /echo/ pojawia się na ekranie wskaźnika P jako świecąca plamka. Azymut plamki odpowiada azymutowi anteny. Zatem obiekt będzie wykrywany, jego położenie określone, a on sam może być śledzony.



Rys.1. Analiza dookreżna.

- 123 -

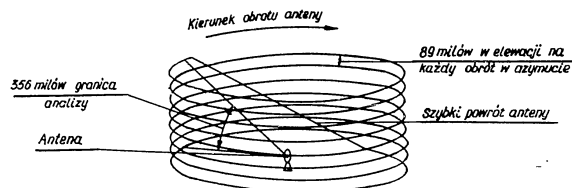
#### c. Analiza śrubowa

Opisaną niżej metodę analizy stosuje się w celu otrzymania większego pokrycia przestrzeni otaczającej stację radiolokacyjną.

Analiza dookreżna charakteryzuje się tym, że antena pochylona jest pod pewnym kątem elewacji, wobec czego samoloty lub inne obiekty lecące powyżej lub poniżej wiązki anteny nie mogą być wykrywane.

Analiza śrubowa polega na tym, że antena obraca się nie tylko w azymucie, lecz podnosi się w elewacji o 89 milów w czasie trwania każdorazowego obrotu w azymucie. Po osiągnięciu kąta elewacji 356 milów<sup>1</sup> antena szybko wraca do swego wyjściowego położenia w elewacji.

Metoda ta zapewnia bardziej skuteczne przeszukiwanie przestrzeni.



Rys.2. Analiza śrubowa.

#### d. Analiza ręczna

Ta metoda analizy jest stosowana wtedy, gdy poszukiwania przeprowadza się tylko w niewielkim wycinku przestrzeni. Antenę porusza się ręcznie w azymucie i elewacji za pomocą odpowiednich gałek.

1. 1 mil = 3,3'.

- 124 -

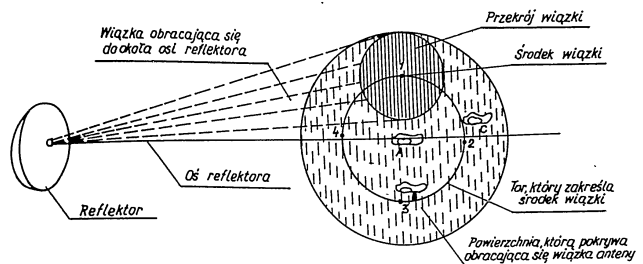
## e. Śledzenie

Śledzenie polega na ciągłej obserwacji ruchomych obiektów, to znaczy że otrzymuje się w każdej chwili aktualne dane o położeniu celu /azymut, elewację, wysokość i odległość/.

## A. Azymut i elewacja

1. Obiekt można śledzić ręcznie obserwując go na wskaźnikach P i A, lecz ta metoda jest niewystarczająca dla przekazywania danych o położeniu celu do przyrządu automatycznego sterowania dział; gdy dane mają być przekazywane do przyrządu sterowania, to należy stosować automatyczne śledzenie w azymucie i elewacji.
2. Przy analizie stożkowej wytwarzane są napięcia sterujące, które powodują automatyczne podążanie anteny za celem. Wiązka obraca się około osi reflektora, przy czym wytwarzane jest napięcie błęd, przeznaczone dla kontroli położenia anteny. Wielkość i faza napięcia błęd zależy od położenia wiązki w zależności od położenia obiektu.
3. Dipol anteny nie jest zupełnie symetryczny, wobec tego antena promieniuje wiązką nieco odchyloną od osi reflektora /paraboli/. Dipol obraca się z określoną prędkością w okół osi reflektora, dzięki czemu wiązka antenowa tworzy powierzchnię stożkową /analizuje pewien stożkowy wycinek przestrzeni/. Do obracania dipola służy specjalny silnik. Zasadę działania analizy stożkowej można wyjaśnić na przykładzie reflektora samochodowego. Reflektor samochodowy, służący do bliskiego oświetlenia /w niewielkiej odległości przed samochodem/, posiada żarówkę umieszczoną nieco wyżej względem jego środka. Powoduje to skierowanie światła w kierunku ziemi. Gdyby żarówka obracała się wokół środka reflektora to obracałby się również promień świetlny tworzący stożek.

- 125 -



Rys.3. Analiza stożkowa.

4. Wielkość wytwarzanego napięcia błęd zależy od względnego natężenia echa odbieranego od pewnego obiektu w czasie analizy stożkowej. Na rysunku 3 środek wiązki zakreślający koło znajduje się w punkcie 1. Na tym rysunku pokazane są również trzy inne punkty /2, 3 i 4/, leżące na torze kołowym. Samolot lub jakiś inny obiekt, znajdujący się w położeniu A, odbiera impulsy wysokiej częstotliwości o jednakowym natężeniu niezależnie od położenia wiązki. Wobec tego stacja radiolokacyjna odbiera echa o jednakowym natężeniu i wytwarza zerowy sygnał błęd /amplituda sygnału jest równa zero/. Reflektor jest skierowany na obiekt. Jeśli samolot znajduje się w położeniu B, to odbiera i odbija jednakową ilość energii, gdy wiązka jest w położeniu 2 i 4. Natomiast gdy wiązka jest w położeniu 3, to samolot odbiera i odbija więcej energii, niż gdy jest ona w położeniu 1. To oznacza, że po to, by skierować antenę na cel /by samolot był w środku stożka/, oś reflektora musi przesunąć się w dół. Sygnał błęd wskazuje na związek między osią reflektora i samolotem. Samolot znajdujący się w punkcie C odbiera i odbija więcej energii, gdy wiązka jest w położeniu 2 niż gdy jest ona

- 126 -

w położeniu 4 oraz więcej dla położenia 1, niż gdy jest ona w położeniu 3. Echa są odpowiednio słabe i silne; wielkość wytwarzanego napięcia błędu jest proporcjonalna do natężenia echa. Na to, aby skierować antenę na cel /by samolot był w środku stożka/, osłonek reflektora musi przesuwać się w dół, a następnie w lewo /obserwator jest zwrócony twarzą do anteny/.

5. Przy ciągłej analizie wytwarza się ciągły sygnał błędu, który porównuje się z dwoma "napięciami odniesienia". Jedno porównanie związane jest z ruchem wiązki "góra - dół", a drugie z ruchem "prawo - lewo". Dwa osobne porównania dają dwa "napięcia sterujące", które w sposób automatyczny sterują silnikami antenowymi, co powoduje podążanie anteny za celem.

#### B. O d l e g ł o ś ć

Śledzenie odległości może być ręczne lub półautomatyczne. Każdą metodę stosuje się przy automatycznym śledzeniu azymutu i elewacji.

1. Ręczne śledzenie polega na zgrywaniu wizjera z echem przesuwającym się na wskaźniku odległości. Czynnosciami te wykonuje operator obracając odpowiednią gałkę.
2. Przy półautomatycznym śledzeniu czynność operatora sprowadza się do obserwacji pracy silnika napędzającego wizjer. Półautomatyczne śledzenie różni się od ręcznego tym, że gałka napędzana jest silnikiem, który przesuwa wizjer z prędkością odpowiadającą prędkości obserwowanego obiektu.

#### 1.3. P r z e k a z y w a n i e d a n y c h

Podczas śledzenia uzyskuje się następujące dane określające położenie obiektu: azymut, elewację, odległość i wysokość. Powyższe dane są przekazywane do przyrządu sterowania automatycznego działu przeciwlotniczych za pośrednictwem odpowiednich potencjometrów i selsynów, związanych z anteną i wizjerem wskaźnika odległości.

- 127 -

#### 1.4. D a n e t e c h n i c z n e

|                                                                                                          |                                                                                             |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------|
| Częstotliwość .....                                                                                      | 2700 ÷ 2900 MHz;                                                                            |
| Długość fali .....                                                                                       | 11,1 ÷ 10,3 cm;                                                                             |
| Moc szczytowa .....                                                                                      | 210 kW;                                                                                     |
| Moc średnia .....                                                                                        | 300 W;                                                                                      |
| Szerokość impulsu .....                                                                                  | 0,8 μ sek;                                                                                  |
| Częstotliwość powtarzania .....                                                                          | 1707 Hz;                                                                                    |
| Źródło mocy w.c.z. ....                                                                                  | magnetron;                                                                                  |
| Szerokość wiązki .....                                                                                   | 4° między punktami połowy mocy;                                                             |
| Współczynnik szumów odbiornika ....                                                                      | 15 dB;                                                                                      |
| Częstotliwość pośrednia .....                                                                            | 30 MHz;                                                                                     |
| Szerokość wstęgi odbiornika .....                                                                        | 2 MHz;                                                                                      |
| Istnieje możliwość współpracy z przystawką "swój - cudzy".                                               |                                                                                             |
| Zasilanie stacji .....                                                                                   | 115 V /regulacja w granicach 2%/, 60 Hz ± 2 Hz, trzy fazy, 12 kVA; do 70000 jardów; /63 km/ |
| Wykrywanie na wskaźniku P .....                                                                          |                                                                                             |
| Śledzenie automatyczne w azymucie i elewacji; istnieje możliwość półautomatycznego śledzenia odległości. |                                                                                             |
| Dokładność określenia odległości ..                                                                      | ± 25 jardów; /22,5 m/                                                                       |
| Pokrycie w azymucie .....                                                                                | 360° lub pewien wybrany sektor;                                                             |
| Pokrycie w elewacji .....                                                                                | od 175 mil poniżej do 1580 mil powyżej horyzontu /-50 ÷ +89°/;                              |
| Dokładność pomiaru kąta azymutu i elewacji .....                                                         | ± 1 mil /± 0,06°/;                                                                          |
| Pokrycie wysokości .....                                                                                 | 300 do 10000 jardów. /270 m ÷ 9 km/.                                                        |

- 128 -

## 1.5. Schemat blokowy

Dla wyjaśnienia zasady działania stacji zostanie ona podzielona na siedem układów. Podział ten, związany z funkcjami obwodów, nie uwzględnia rozmieszczenia poszczególnych detali. Układy i ich współdziałanie pokazane są na schemacie blokowym. /rys.4/.

## 1.5.1. Układ nadawczy

Układ generuje impulsy szerokości  $0,8 \mu$  sek i mocy szczytowej 210 kW. Częstotliwość pracy wynosi około 2800 MHz. Impulsy spustowe, wytwarzane w zespole czaso-steru, wyzwalają układ oo każde 586  $\mu$  sek.

Magnetron pracuje impulsowo oscylując, w czasie gdy przyłożone jest stałe napięcie. Impulsy przechodzą przez linię przesyłową do anteny i są wypromieniowane w przestrzeń.

Układ składa się z podmodulatora, modulatora, prostownika i magnetronu.

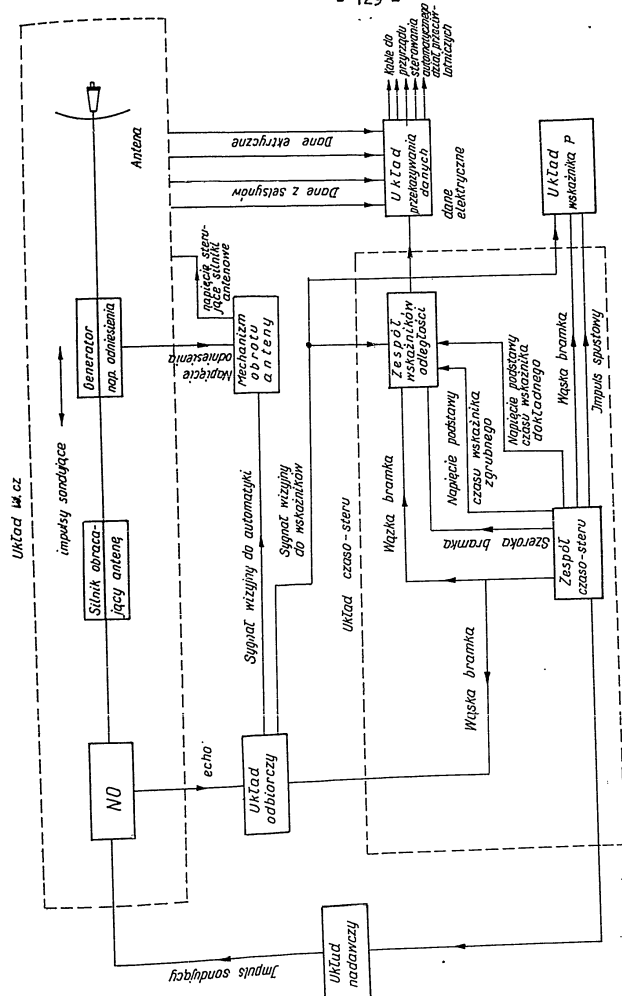
Podmodulator wytwarza impulsy, które wyzwalają modulator. Modulator działa jak przełącznik elektryczny /włącza i wyłącza wysokie napięcie stałe/. Prostownik wytwarza stałe napięcie; zasilany jest on napięciem zmiennym 115 V, 60 Hz.

## 1.5.2. Układ wysokiej częstotliwości

Układ w.o.z. przesyła impulsy w.o.z. z nadajnika do anteny, promieniuje energię w.o.z., odbiera echa od obiektów i przesyła echa od anteny do układu odbiorczego. Układ składa się z linii przesyłowej, przełącznika NO /ten przełącznik odpowiednio przełącza antenę na nadajnik i na odbiornik/, źródła pierwotnego /niesymetrycznego dipola z reflektorem dyskowym/ i reflektora paraboloidalnego.

Z wyjścia magnetronu, wchodzącego w skład nadajnika, impulsy w.o.z. przesyłane są za pośrednictwem linii przesyłowej do przełącznika NO. Przełącznik NO przepuszcza impulsy w.o.z. w kierunku anteny, lecz nie przepuszcza ich na wejście odbiornika. Reflektor nadaje promieniowanej energii własność kierunkową

- 129 -



Rys. 4. Schemat blokowy stacji SCR-584.

- 130 -

tworzą z niej wąską wiązkę. Powracające echo odbierane jest przez antenę i przesyłane za pomocą linii do przełącznika NO.

Następnie echo podawane jest na wejście mieszacza, wchodzącego w skład odbiornika.

Silnik napędzający dipol i generator napięcia odniesienia należą do układu automatyki.

#### 1.5.3. Układ odbiorczy

Układ odbiorczy wzmacnia echa odebrane od obiektów przez układ w.oz.

Układ składa się z mieszacza kryształkowego, oscylatora lokalnego, przedwzmacniacza, wzmacniacza pośredniej częstotliwości, detektora i wzmacniacza wizyjnego. Echo od obiektu przesyła się za pośrednictwem linii do mieszacza kryształkowego, gdzie jest ono mieszane z sygnałem oscylatora lokalnego. Po zmieszaniu otrzymuje się sygnał o częstotliwości pośredniej, który podlega wzmocnieniu w przedwzmacniaczu i wzmacniaczu pośredniej częstotliwości. Następnie sygnał pośredniej częstotliwości doprowadza się równolegle do dwóch kanałów: do kanału zasięgu i do kanału automatyki. W kanale zasięgu sygnał podlega dalszemu wzmocnieniu, a następnie zasila wskaźniki J i P. Kanał automatyki bramkowany jest wąską bramką wytwarzaną w obwodach czaso-steru. W wyniku kanał automatyki otwarty jest tylko w czasie potrzebnym do odebrania pewnego wybranego echa.

Napięcia błędu, odpowiadające śledzonemu echu, są podawane do mechanizmu obrotu anteny.

#### 1.5.4. Układ czaso-steru

Układ wytwarza synchronizujące impulsy i bramki, umożliwia odczyt odległości na wskaźnikach i podawanie danych na układ przekazywania danych.

Układ składa się z zespołu czaso-steru i zespołu wskaźników odległości.

##### a. Zespół czaso-steru.

Zespół wytwarza napięcia potrzebne do uzyskania podstaw czasu we wskaźnikach odległości.

- 131 -

Podaje impulsy spustowe do nadajnika i układu wskaźnika P. Podaje bramki rozświetlające do układu wskaźników odległości. Jedną z tych bramek /wąską/ używana jest również jako ruchomy znacznik odległości we wskaźniku typu P.

##### b. Zespół wskaźników odległości.

Zespół składa się z dwóch wskaźników odległości i mechanizmu półautomatycznego śledzenia.

Wskaźniki odległości są to wskaźniki typu J /kołowa podstawa czasu/; napięcie podstawy czasu wytwarza się w zespole czaso-steru. Wszystkie obiekty, będące w zasięgu stacji, są wykrywane na wskaźniku o zakresie 32000 jardów. Wskaźnik ten rozświetlany jest szeroką bramką. Wskaźnik o zakresie 2000 jardów rozciąga na oś skalę pewien 2000 jardowy odcinek zakresu 32000 jardów. Przez rozciągnięcie tego odcinka uzyskuje się dokładny odczyt odległości; wskaźnik ten zwany jest wskaźnikiem dokładnego określenia odległości. Wąska bramka rozświetla sektor wskaźnika dokładnego określenia odległości /2000 jardów/. Operator śledzi wybrany obiekt ustawiając wizjer dokładnego wskaźnika na środku echa, pochodzącego od tego obiektu. Ustawienie wizjera na środku śledzonego echa powoduje rozświetlenie odcinka ekranu wskaźnika, zawierającego to echo. Przesuw wizjera związany jest z przesuwem wąskiej bramki.

#### 1.5.5. Układ wskaźnika P

Układ wskaźnika P stosuje się dla ogólnego poszukiwania /określa wstępnie położenie obiektu/.

Układ składa się z zespołu obwodów wskaźnika, lampy wskaźnikowej, zasilania i sełsynu.

Wszystkie obiekty, będące w zasięgu stacji, pojawiają się na ekranie wskaźnika łącznie z wąską bramką /ruchomym znacznikiem odległości/ i znacznikami odległości. Wobec tego ekran wskaźnika dostarcza informację o położeniu śledzonego obiektu powoduje poruchomego znacznika z echem od śledzonego obiektu powoduje pojawienie się echa na obu wskaźnikach typu J.

Podstawa czasu wyzwana jest za pośrednictwem impulsu dostarczonego przez czaso-ster. Promieniowa podstawa czasu obraca

### 1.5.6. Mechanizm obrotu anteny

Podczas automatycznego śledzenia sygnał błędu porównuje się z napięciem odniesienia i otrzymuje się napięcie sterujące, które napędza silniki. Możliwe jest również ręczne śledzenie obiektu; silnik obraca dipol, a antena obraca się w azymucie i elewacji. za pomocą odpowiednich gałek.

### 1.5.7. Układ przekazywania danych

Zgrubnie i dokładne selsyny przekazują dane kątowe /azymut i elewację/. Potencjometry przekazują dane o odległości, wysokości i dane kątowe /azymut i elewację/. Selsyny i potencjometry reagują natychmiast na wszystkie zmiany położenia obiektu.

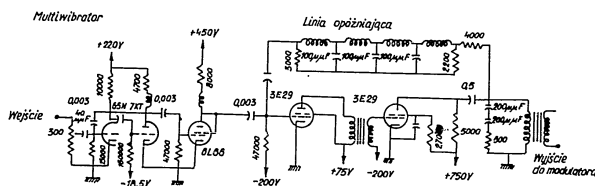
Przekazywanie danych może być elektryczne /przy pobieraniu napięć z potencjometrów/ lub mechaniczne /przy stosowaniu selsynów/. Dokładność danych przekazywanych do przyrządu sterowania automatycznego zależy od precyzji i niezawodności elementów, z jakich składa się przyrząd. W tym celu należy dokonywać okresowych kontroli i kalibracji przyrządu.

## 2. CZĘŚĆ SZCZEGÓŁOWA

2.1. Układ nadawczy

Jako generator wysokiej częstotliwości zastosowany jest wielorezonatorowy megneton.

Schemat podmodulatora pokazany jest na rysunku 5.



Rys.5. Schemat ideowy podmodulatora.

Poprzednie stopnie synchronizujacego generatora wytwarzaja krótkie ujemne impulsy spustowe o napięciu szczytowym okolo 15 V. Impulsy te maja strome czoło i pojawiaja się co 586  $\mu$ sek /częstotliwość powtarzania 1707 Hz/.

Impulsy te podawane są na niesymetryczny multwibrator, którego niesymetria wynika głównie z zastosowania kondensatorów sprzęgających różnych pojemności. Multwibrator wytwarza impulsy prostokątne szerokości 2  $\mu$ sek, następujące jeden po drugim po czasie 584  $\mu$ sek.

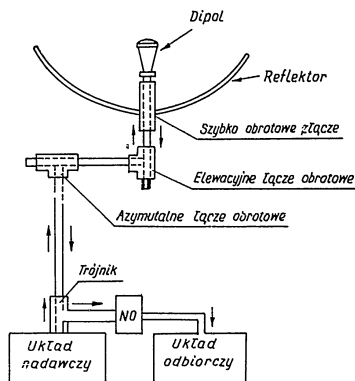
Ujemny impuls, pojawiający się na drugiej anodzie multwibratora, jest podawany na stopień odwracający fazę; na wyjściu tego stopnia otrzymuje się dodatkowe impulsy szerokości 2  $\mu$ sek i o napięciu szczytowym około 350 V.



- 135 -

- 136 -

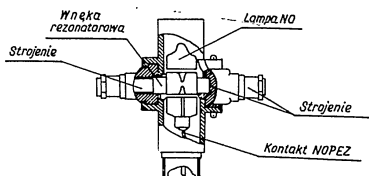
w szybki ruch obrotowy, dzięki czemu uzyskuje się stożkową analizę przestrzeni, gdyż dipol jest niesymetryczny w stosunku do osi obrotu, tzn. jedno z ramion dipola jest dłuższe od drugiego.



Rys.7. Linia zasilająca.

## 2.2.2. U k ł a d N O

Układ NO typu rezonatorowego ma lampę typu 721-A. Strojenie układu odbywa się za pośrednictwem dwóch symetrycznych nagwintowanych prętów umieszczonych z obu stron rezonatora. Jonizacja w układzie NO zachodzi w czasie kilku setnych części mikrosekundy od chwili rozpoczęcia nadawanego impulsu sondującego. Dejoniz-



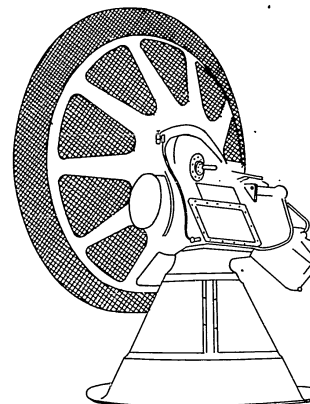
Rys.8. Układ N-O.

- 137 -

zacja trwa około  $1\mu$  sek. Tłumienie nadawanego impulsu sondującego wynosi około 70 dB, to znaczy, że na odbiornik podaje się około 30 mW. Ta moc nie jest groźna dla detektora kryształowego w odbiorniku.

## 2.2.3. A n t e n a

Antena składa się z reflektora parabolicznego średnicy 1,8 m wykonanego z perforowanej blachy i obrotowego źródła pierwotnego /dipola/. Ogólny widok anteny przedstawiony jest na rysunku 9. Linia przesyłowa wypełniona jest suchym powietrzem pod ciśnieniem około 5 funtów na cal kwadratowy, co zabezpiecza linię przed wilgocią. Wilgoć powoduje zwiększenie się tłumienia w linii. Źródło pierwotne dopasowane jest do linii koncentrycznej za pomocą czterech falowego transformatora. Linia przesyłowa przewidziana jest do pracy w szerokim pasmie częstotliwości. Źródło pierwotne jest nieco niesymetryczne względem osi obrotu. Dzięki temu środek fazy źródła jest nieco wysunięty z ogniska /środek fazy nie leży również na osi reflektora parabolicznego/, a zatem oś elektryczna anteny tworzy z osią reflektora kąt  $1,25^\circ$ . Gdy źródło pierwotne obraca się wokół osi reflektora, to charakterystyka anteny tworzy powierzchnię stożkową, której kąt bryłowy jest równy  $2,5^\circ$ .



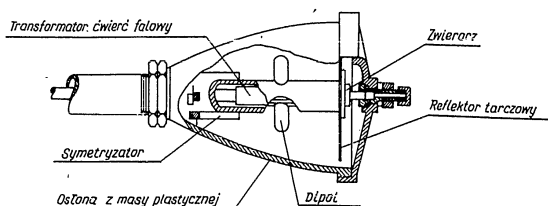
Rys.9. Układ antenowy.

- 138 -

Źródło pierwotne składa się z niesymetrycznego dipola i umieszczonego przed nim reflektora tarczowego /promieniowanie wsteczne takiego układu jest małe w porównaniu z promieniowaniem do przodu/. Przez odpowiednią regulację odległości między dipolem i reflektorem tarczowym uzyskuje się dopasowanie impedancji źródła pierwotnego do impedancji linii. Linia przesyłowa jest zwarta na końcu. Źródło pierwotne umieszczone jest w osłonie z masy plastycznej; w osłonie tej utrzymuje się zwiększone ciśnienie.

W czasie stożkowej analizy przestrzeni źródło pierwotne obraca się z prędkością 1800 obr/min (30 obr/sek). Do obracania źródła pierwotnego służy specjalny silnik, którego osią jest część linii przesyłowej. Przy stożkowej analizie przestrzeni odbierane sygnały odbite mają stałą amplitudę /nie uwzględnia się zjawiska zmiany natężenia pola, wynikającego ze zmian warunków rozchodzenia się fal/, jeśli cel znajduje się dokładnie na osi reflektora parabolicznego.

Jeśli cel odchyła się od osi reflektora, to amplituda sygnałów odbitych jest modulowana przebiegami zbliżonymi do sinusoidalnych częstotliwości 30 Hz. Amplituda obwiedni modulacji zależy od odchyłki kątowej celu od osi reflektora, a faza określa odchyłkę kątową celu w azymucie i elewacji. Faza określona jest przez porównanie z przebiegami sinusoidalnymi częstotliwości 30 Hz, wytworzonymi za pomocą specjalnego generatora zmontowanego na obrotowej osi.

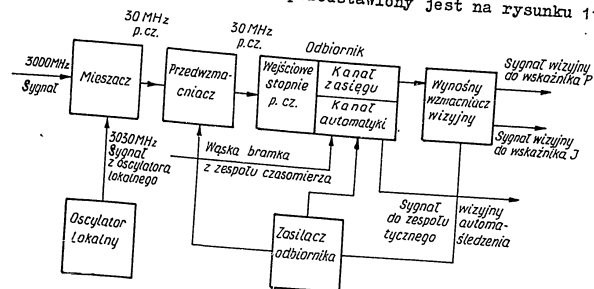


Rys.10. Źródło pierwotne.

- 139 -

### 2.3. Układ odbiorczy

Schemat blokowy odbiornika przedstawiony jest na rysunku 11.

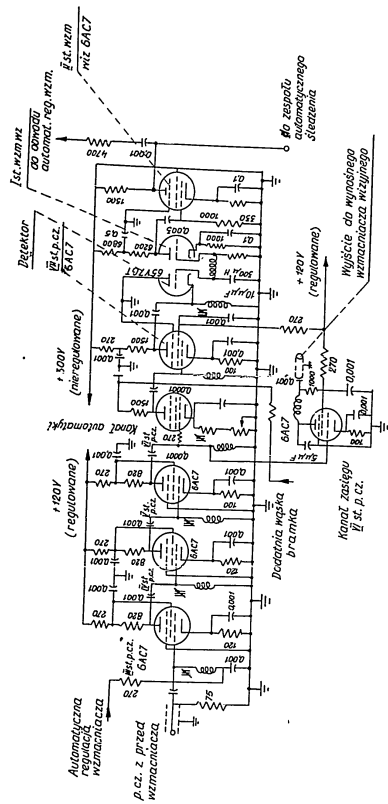


Rys.11. Schemat blokowy odbiornika.

Część w.c.z. odbiornika składa się z mieszacza i oscylatora lokalnego. W mieszaczu zastosowana jest dioda kryształkowa /krzemowa/. Oscylator lokalny stanowi kłistron refleksowy typu 721A. Częstotliwość oscylatora lokalnego wynosi 30 MHz powyżej częstotliwości fali nośnej. Sygnały częstotliwości pośredniej różnej 30 MHz wzmożone są na dwóch stopniach zmontowanych w pobliżu mieszacza.

Wspomniane pierwsze dwa stopnie pośredniej częstotliwości zwane są przedwzmacniaczem i mieszczą się we wspólnej obudowie z obwodami w.c.z. Uproszczony schemat przedwzmacniacza przedstawiony jest na rysunku 12.

W odbiorniku nie jest stosowana automatyczna regulacja częstotliwości. Regulacja częstotliwości oscylatora lokalnego odbywa się za pomocą potencjometru, znajdującego się w obwodzie reflektora kłistronu refleksowego. Zasadnicze stopnie pośredniej czę-



Rys. 13. Uproszczony schemat obwodów odbiornika następujących po przedwzmocniaczu.

Kanał automatyki zasila obwody automatycznego śledzenia i wobec tego musi być bramkowany dla wszystkich sygnałów odbitych od wybranego celu. Dodatni wąski impuls bramkowy wytworzony w obwodach czaso-steru wypełnia tę funkcję podnosząc napięcie na siatce ekranującej 6. stopnia p.c. do wielkości roboczej w czasie bramkowania.

- 142 -

Po dalszym wzmocnieniu p.cz. w 7. stopniu sygnał automatyki podlega detekcji /katoda i siatka jednej części podwójnej triody pracuje jako detektor diodowy/. Po detekcji sygnał podawany jest na triodowy wzmacniacz wizyjny przez szereg korygujących cewek i następnie na wejście stopnia wizyjnego na lampie 6AG7.

Sygnały od celów wybranych, pojawiające się na wyjściu drugiego wzmacniacza wizyjnego /6AG7/, sterują układ automatycznej regulacji wzmocnienia. Wyjście wizyjne podawane jest na detektor szczytowy i na wzmacniacz prądu stałego, którego wyjście połączone jest z drugim i trzecim stopniem wzmacniacza p.cz.

W ten sposób otrzymuje się w przybliżeniu stałą amplitudę sygnału odbitego od wybranego celu, gdy ten cel zbliża się lub oddala od stacji. Ta równomierność amplitudy ma szczególne znaczenie dla funkcji automatycznego śledzenia.

Obwody śledzenia reagują na amplitudę sygnału błędu, którego zmienność odpowiada tylko kątowni błędu, a nie zanikom lub innym zjawiskom propagacji fal. Ręczna regulacja wzmocnienia odbywa się za pomocą zmiennego oporu w katodzie 6. stopnia p.cz.

Drugi kanał p.cz. zasila wskaźniki P oraz J. W tym kanale jest tylko jeden stopień wzmocnienia p.cz. /szósty/, wzmacniający wszystkie odebrane sygnały. Obwód anodowy tego stopnia stanowi detektor, z którego wyjście podawane jest za pomocą kabla koncentrycznego do dalszego wzmacniacza wizyjnego, istniejącego we wskaźniku.

#### 2.4. Układ czaso - steru

Obwody czaso-steru stacji SCR-584 spełniają następujące funkcje:

1. Wytwarzają napięcie sinusoidalne częstotliwości 81,950 Hz, stabilizowanej kwarcem. Napięcie to odpowiednio przekształcone służy do uzyskania kołowej podstawy czasu we wskaźniku J /zakres 2000 jardów/ do dokładnego pomiaru odległości oraz do jej uzyskania po obniżeniu częstotliwości.
2. Wytwarzają napięcie sinusoidalne częstotliwości 5120 Hz, wykorzystywane do uzyskania kołowej podstawy czasu w drugim wskaźniku J, służącym do zgrubnego określania odległości /zakres 32 000 jardów/.

- 143 -

3. Po dalszym obniżeniu częstotliwości do 1707 Hz, stanowiących częstotliwość powtarzania impulsów sondujących, napięcie z multiwibratora 1707 Hz wyzwala multiwibratory jednoscokowe wytwarzające.
4. Impulsy bramkowe szerokości 6  $\mu$ sek. Bramki te sterują selektorem, z którego pobiera się impulsy spustowe do modulatora i wskaźnika panoramowego. Dzięki regulowanemu opóźnieniu bramek /6  $\mu$ sek/ istnieje możliwość zgrania impulsów spustowych z początkiem podstawy czasu na zgrubnym wskaźniku J.
5. Impulsy bramkowe szerokości 195  $\mu$ sek, służące do rozjaśniania obrazu na wskaźniku J o zakresie 32 000 jardów.
6. Impulsy bramkowe szerokości około 3  $\mu$ sek i o opóźnieniu regulowanym w zakresie 195  $\mu$ sek /32 000 jardów/. Impuls 3  $\mu$ sek użytkowany jest do rozjaśniania obrazu na wskaźniku J w zakresie 2 000 jardów oraz jako ruchomy znacznik odległości na wskaźniku panoramowym P.

Ruchomy znacznik odległości pozwala wydzielić jeden z wielu obiektów, widocznych na wskaźniku typu P, w celu obserwowania go na wskaźniku dokładnego określenia odległości /typu J/.

Impuls ten, zwany wąskim impulsem bramkowym, podawany jest także na wzmacniacz pośredniej częstotliwości /w odbiorniku/ w celu zdławienia wszystkich sygnałów odbitych z wyjątkiem tego, który widoczny jest na wskaźniku J o zakresie 2000 jardów dzięki wąskiej bramce. Ten wzmacniacz pośredniej częstotliwości /z dwóch istniejących w odbiorniku/ steruje układem automatycznego śledzenia.

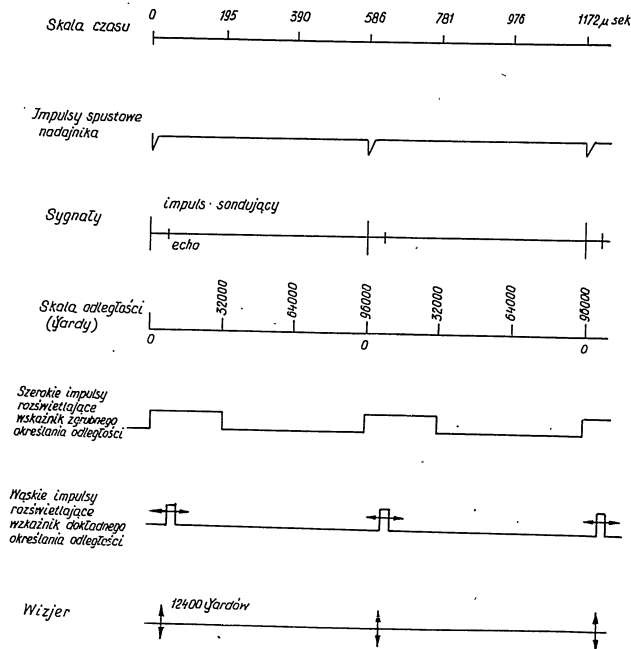
W zmodyfikowanej stacji SCR-584 czas trwania wąskiego impulsu bramkowego jest mniejszy niż jedna mikro-sekunda /impuls ten nazwano impulsem super-wąskim/. Zwięzły impuls pozwala zwiększyć dokładność automatycznego śledzenia, zmniejsza poziom zakłóceń i zmniejsza niebezpieczeństwo przejścia stacji na śledzenie celów znajdujących się w pobliżu wybranego obiektu /poprawia się rozróżnialność stacji/.

Omówione impulsy pokazane są na rysunku 14.

Skala czasu w mikro-sekundach pokazana jest na górnej części rysunku.

Impulsy powtarzają się z częstotliwością 1707 Hz, to znaczy, że przerwa między impulsami trwa 586  $\mu$ sek, co odpowiada zasięgowi 96000 jardów.

- 144 -



Rys.14

Praktycznie wykorzystane są echa, pochodzące od obiektów znajdujących się w promieniu 32000 jardów od stacji, ze względu na zasięg 90 mm dział przeciwlotniczych obsługiwanych przez stację.

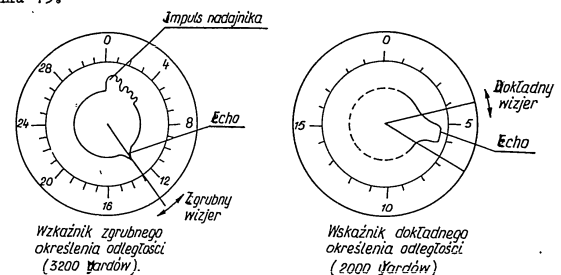
Jeżeli chwilę wytworzenia jednego impulsu spustowego oznaczmy przez 0, to następne pojawiają się po 586  $\mu\text{sek}$ , 1172  $\mu\text{sek}$  itd. Jednocześnie z impulsami spustowymi wytwarzane są impulsy sondujące, wysyłane przez antenę w przestrzeń oraz rozpoczyna

- 145 -

start podstawy czasu wskaźnika P. Dla przykładu pokazane są impulsy echa, pochodzące od obiektu znajdującego się w odległości około 13000 jardów; impulsy echa następują po każdym impulsie sondującym i pojawiają się na wskaźniku zgrubnego określenia odległości. Wskaźnik ten rozświetlany jest impulsami szerokości 195  $\mu\text{sek}$ /32 000 jardów/ powstającymi równocześnie z impulsem sondującym. Wąska bramka może być opóźniona płynnie w stosunku do impulsów spustowych w zakresie od 0 do 195  $\mu\text{sek}$ . Położenie jej reguluje operator w zależności od położenia wybranego celu.

Wąska bramka rozświetla podstawę czasu wskaźnika dokładnego określenia odległości w czasie odbioru impulsu odbitego od wybranego celu, reguluje wzmacnienie w kanale układu automatycznego śledzenia oraz służy jako ruchomy znacznik odległości na wskaźniku P.

Echa otrzymane na ekranach wskaźników J pokazane są na rysunku 15.



Rys.15

Impulsy echa odchylają podstawę czasu w kierunku radialnym /występy na kole podstawy czasu/. Podstawa czasu wskaźnika zgrubnego określenia odległości przedstawiona jest na lewym rysunku; rozpoczyna się ona jednocześnie z impulsem sondującym i trwa 195  $\mu\text{sek}$ , lecz na obwodzie ekranu naniesiona jest skala odpowiadająca odległościom do 32000 jardów. Podstawa czasu wskaźnika dokładnego określenia odległości wyzwalana jest

- 146 -

w początku każdego kolejnego odcinka /długości 2000 jardów/ kołowej podstawy czasu wskaźnika zgrubnego określenia odległości, lecz rozświetlana jest tylko część jednego z tych odcinków zależnie od tego, który zostanie wybrany przez operatora. Przed ekranami lamp wskaźnikowych umieszczone są wizjery. Operator obraca odpowiednią gałką dotąd, aż wizjer wskaźnika zgrubnego określenia odległości pokryje się z impulsem echa wybranego celu.

W rozpatrywanym przypadku odległość ta równa jest w przybliżeniu 13000 jardów. Wizjer dokładnego wskaźnika, związany z tą samą gałką za pomocą przekładni zębatej /16:1/, ustawia się po obu stronach impulsu odbitego obserwowanego na tym wskaźniku. Podstawa czasu dokładnego wskaźnika na odcinku zawartym między nitkami wizjera rozświetlana jest wąskim impulsem brankowym. Wskaźnik dokładnej odległości wskazuje, że odległość celu przewyższa 12000 jardów o 410 jardów, to znaczy, że odległość jest równa 12410 jardów.

Należy pamiętać, że za pomocą wskaźnika typu J można określić odległość tylko tych celów, które znajdują się na kierunku osi anteny. Jeśli w czasie poszukiwania celu antena porusza się w przestrzeni w azymucie, to sygnały celów na wskaźniku typu J szybko się zmieniają. W tych warunkach wskaźnik typu J przynosi małą korzyść. Jeśli na wskaźniku P wybrany zostanie konkretny cel, to antenę zatrzymuje się wtedy, gdy tylko jej kierunek pokryje się z kierunkiem celu, a ruchomy znacznik odległości przesuwa się na wskaźniku P dotąd aż pokryje się z celem. W ten sposób echo od wybranego celu pojawi się na ekranach obu wskaźników typu J. Układ automatycznego śledzenia śledzi kąty azymutu i elewacji celu, a operator obraca odpowiednią gałką śledzenia odległości tak, aby cel stale znajdował się między nitkami wizjera wskaźnika dokładnego określenia odległości. Tak więc śledzenie odległości celu odbywa się ręcznie i dane o odległości przekazywane są ze stacji do przyrządu sterowania automatycznego dział przeciwlotniczych. Jednocześnie od układu automatycznego śledzenia przekazywane są dane katowe celu /azymut i elewacja/.

- 147 -

#### O mówienie schematu blokowego

Formowanie wąskich i szerokich impulsów wyjaśnia schemat blokowy przedstawiony na rysunku 16.

Pierwszym stopniem układu synchronizacji jest generator stabilizowany kwarem, pracujący na częstotliwość 81950 Hz.

Okres tej częstotliwości odpowiada odległości do celu równej 2000 jardów. Wyjście generatora połączone jest z transformatorowym przesuwnikiem fazy, za pośrednictwem którego otrzymuje się dwa napięcia sinusoidalne jednakowej częstotliwości i amplitudy, lecz przesunięte w fazie o 90°. Gdy napięcia te zostaną podane odpowiednio na pionowe i poziome płytki odchylające lampy oscyloskopowej dokładnego wskaźnika typu J, to otrzyma się kołową podstawę czasu. Początek każdego cyklu podstawy czasu określany jest fazą generatora stabilizowanego kwarem /generator ten synchronizuje wszystkie pozostałe przebiegi impulsowe układu/. Podstawa czasu powtarza się z częstotliwością 81950 razy na sekundę, lecz rozświetlana jest wąskim impulsem brankowym tylko jej pewna część w sposób już poprzednio opisany.

Ponadto napięcie z generatora stabilizowanego kwarem przekształca się w generatorze impulsów spustowych na impulsy szpilkowe. Impulsy szpilkowe doprowadzone są do układu obniżenia częstotliwości, w którym kolejne multiwibratory dostrojone są do częstotliwości 20490, 5120 i 1707 Hz /obniżenie częstotliwości 4, 4 i 3 razy/.

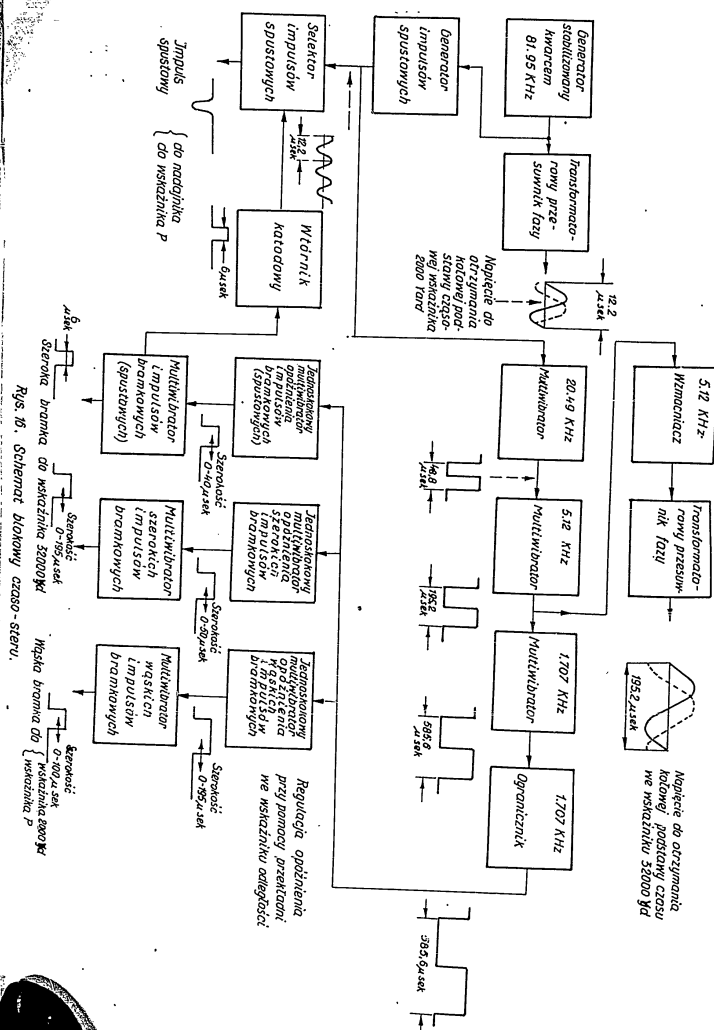
W wyniku na wyjściu trzeciego multiwibratora otrzymuje się falę prostokątną częstotliwości:

$$\frac{81950}{48} = 1707 \text{ Hz.}$$

Częstotliwość ta jest przyjętą częstotliwością powtarzania impulsów sondujących.

Napięcie kształtu prostokątnego i częstotliwości 1707 Hz otrzymywane na wyjściu trzeciego multiwibratora przechodzi przez szereg stopni zmieniających kształt fali i wprowadzających opóźnienie w czasie. W wyniku na selektor impulsów spustowych podawane

- 148 -



Rys. 16. Schemat blokowy czasu steru.

- 149 -

są dodatkowo impulsy prostokątne szerokości  $6 \mu\text{sek}$ , przy czym można regulować ich położenie.

Impulsy te podawane są na siatkę ekranującą selektora impulsów spustowych i pozwalają mu przenosić tylko jeden z 48 impulsów, podawanych na niego bezpośrednio z generatora spustowego. Po skończonym czasie trwania impulsu  $/6 \mu\text{sek}/$  selektor jest zatkany i blokuje pozostałe 47 impulsów.

W ten sposób generator stabilizowany kwarcem, dyktujący częstotliwość podstawy czasu wskaźnika dokładnego określenia odległości, dyktuje również i częstotliwość impulsów sondujących.

Do otrzymania kołowej podstawy czasu wskaźnika zgrubnego określenia odległości wykorzystuje się napięcie kształtu prostokątnego częstotliwości 5120 Hz. Napięcie to otrzymuje się na wyjściu drugiego multiwibratora. Ta fala prostokątna przechodzi przez wzmacniacz nastrojony na częstotliwość 5120 Hz. Na wyjściu wzmacniacza włączony jest transformatorowy przesuwnik fazy, za pośrednictwem którego otrzymuje się dwa napięcia sinusoidalne jednakowej częstotliwości i amplitudy, lecz przesunięte w fazie o  $90^\circ$ .

Za pomocą tych napięć odpowiednio podanych na płytki lampy oscylograficznej otrzymuje się trzy cykle kołowej podstawy czasu w czasie przerwy między impulsami sondującymi. Jedynie pierwszy cykl jest widoczny na ekranie lampy /podstawa czasu jest rozświetlona odpowiednio szerokim impulsem bramkowym/. Pozostałe elementy synchronizacji sterowane są napięciem częstotliwości 1707 Hz /napięcie to otrzymuje się na wyjściu trzeciego multiwibratora - dzielnika częstotliwości/. W celu zabezpieczenia bardziej dokładnej synchronizacji ostatnich stopni napięcie to podawane jest na ogranicznik, który zwiększa stromość narastania i opadania impulsu.

Po pierwsze, z ogranicznika napięcie podawane jest na multiwibrator wąskiego impulsu prostokątnego. Multiwibrator ten wytwarza dodatkowo impulsy prostokątne, których czas trwania można regulować. Czoło tych impulsów pokrywa się w czasie z początkiem impulsów otrzymywanych na wyjściu ogranicznika.

Regulowany opór w obwodzie siatki pozwala zmieniać czas trwania impulsu multiwibratora w granicach od 0 do  $195 \mu\text{sek}$ . Tylny zboczy tych impulsów wzbudza następny multiwibrator wąskich



- 150. -

impulsów. Regulując opór siatkowy w tym multiwibratorze można również zmieniać czas trwania impulsów wyjściowych /wąskich impulsów brankowych /szerokość około  $3 \mu\text{sek}$ /. Wąskie impulsy brankowe podawane są na wskaźnik dokładnego określenia odległości, w celu rozświetlenia podstawy czasu, na wskaźnik typu P, gdzie wykorzystywane są jako ruchomy znacznik odległości oraz na odbiornik, gdzie sterują stopnie pośredniej częstotliwości.

Po drugie, z wyjścia ogranicznika napięcie częstotliwości 1707 Hz podawane jest na obwód szerokiego impulsu brankowego. Pierwszym elementem tego obwodu jest jednokoskowy multiwibrator /podobnie jak w obwodzie wąskiego impulsu brankowego/; wytwarza on impulsy regulowanej szerokości w granicach  $0 - 50 \mu\text{sek}$ . Tylne zbocze tych impulsów wzbudza następny multiwibrator, na wyjściu którego otrzymuje się dodatnie szerokie impulsy brankowe. Impulsy te podawane są na wskaźnik zgrubnego określenia odległości w celu rozświetlenia podstawy czasu.

Po trzecie, napięcie częstotliwości 1707 Hz podawane jest z wyjścia ogranicznika na układ impulsów spustowych. Pierwszym elementem tego obwodu jest jednokoskowy multiwibrator impulsów brankowych /podobnie jak w dwóch poprzednich układach/. Multiwibrator ten wytwarza dodatnie impulsy regulowanej szerokości w granicach  $0 - 40 \mu\text{sek}$ . Tylne zbocza tych impulsów wzbudza ostatni multiwibrator, który wytwarza dodatnie impulsy szerokości  $6 \mu\text{sek}$ . Impulsy te przechodzą przez wtórnik katodowy i następnie podawane są na siatkę ekranującą lampy selektora impulsów spustowych.

Za pośrednictwem tych impulsów selektor odblokowuje się w okresach  $6 \mu\text{sek}$ .

Regulując czas trwania impulsu brankowego  $0 - 40 \mu\text{sek}$ , zmieniającego opóźnienie impulsu  $6 \mu\text{sek}$ , wybiera się w selektorze impulsów spustowych jeden z trzech po sobie następujących impulsów szpilkowych z generatora stabilizowanego kwarcem. Następne 47 impulsów blokuje selektor.

Stopień selektora nie tylko wydziela jeden z 48 impulsów, ale i wystrza go. W wyniku otrzymuje się szereg ostrych impulsów spustowych częstotliwości 1707 Hz dobrze zsynchronizowanych z generatorem stabilizowanym kwarcem i z układem podstaw czasu wskaźników odległości. Impulsy te odblokowują nadajnik i jednocześnie wyzwalają podstawę czasu wskaźnika typu P.

- 151 -

## 2.5. Układ wskaźnika typu P

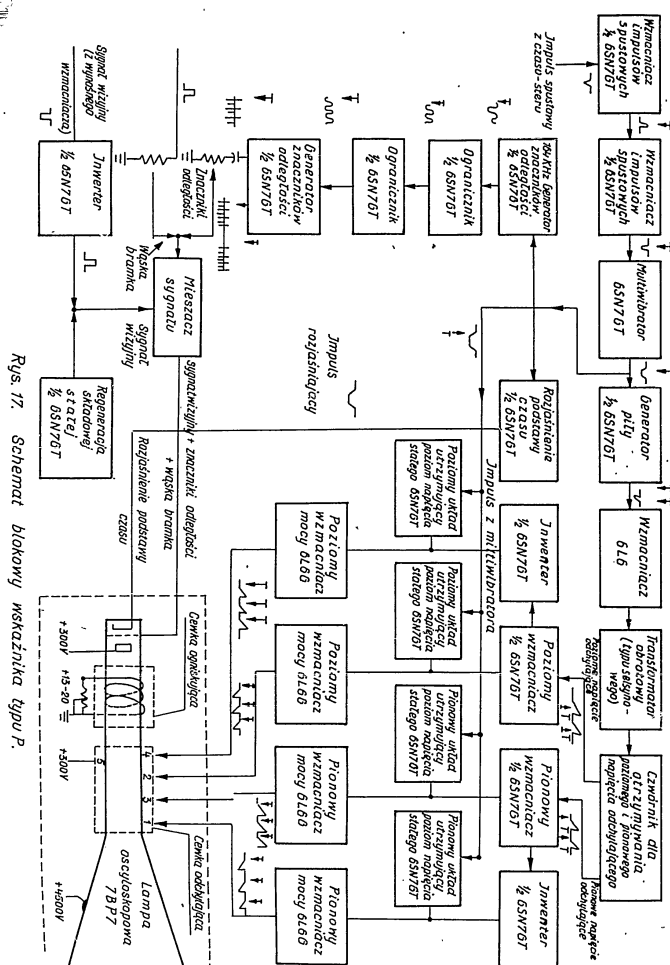
Układy synchronizacji oraz podstawy czasu wskaźników typu J zostały już rozpatrzone. Pozostał jeszcze do rozpatrzenia wskaźnik typu P, którego schemat blokowy przedstawiony jest na rysunku 17. Najpierw zostaną rozpatrzone układy wytwarzające obrotową podstawę czasu /transformator wirujący (selsyn) i stałe cewki odchylające/.

Na wejściu układu podstawy czasu wskaźnika podawane są z czasostery impulsy spustowe zsynchronizowane z impulsami sondującymi. Impulsy spustowe podlegają najpierw wzmocnieniu /na dwóch stopniach/, a następnie podawane są na multiwibrator. Na wyjściu tego multiwibratora formują się prostokątne impulsy ujemne przełączanej szerokości. Za pomocą przełącznika /zakres odległości/ wydzielane są impulsy odpowiadające zasięgowi 35000 jardów lub 70000 jardów.

Impulsy te sterują generator wytwarzający prąd kształtu piły /napięcie trapezowe/. Na wyjściu tego układu otrzymuje się impulsy piłowe prądu o stałej amplitudzie zsynchronizowane z podawanym na wskaźnik impulsem spustowym. Napięcie piłowe podlega modulacji amplitudy w obrotowym transformatorze /typu selezynowego/ z trzema uzwojeniami na stojanie. Impulsy piłowe zmodulowane sinusoidalnie indukują się w każdym z trzech uzwojeń transformatora /różnica faz kolejnych uzwojeń wynosi  $120^\circ$ /. Trzy napięcia zmodulowane przetwarzają się w dwa /z różnicą faz między nimi  $90^\circ$ / za pomocą układu składającego się z oporów połączonych w gwiazdę.

Otrzymane w ten sposób niesymetryczne pionowe i poziome napięcia odchylające przekształca się w symetryczne za pomocą odwracania fazy. Napięcia te podawane są następnie na cztery wzmacniacze mocy, zasilające cewki odchylające. Do siatek sterujących każdego wzmacniacza włączone są układy utrzymujące stały poziom napięcia, pracujące na podwójnych triodach. Siatki sterujące tych układów podczas trwania podstawy czasu są zablokowane napięciem brankowym z multiwibratora. Cewka odchylająca składa się z dwóch części /odczep z punktu środkowego/, nawiąniętych w postaci ośmiu sekcji symetrycznie rozmieszczonych na

- 152 -



Rys. 17. Schemat blokowy wskaźnika typu P.

- 153 -

rdzeniu. Odczep od punktu środkowego włączony jest do źródła napięcia 300 V.

Lampa oscyloskopowa typu 7BP 7 ma ekran z długą poświatą średnicy 7". Napięcie drugiej anody wynosi około 4500 V. Na wskaźnik podawane są trzy sygnały:

1. Sygnały odbite od celu;
2. Znaczniki odległości;
3. Impulsy rozjaśniające.

Dó rozjaśniania wykorzystywane są ujemne impulsy prostokątne; otrzymywane z multiwibratora i przepuszczane przez stopień wzmożenia ze sprzężeniem katodowym.

Powyższe impulsy, podane na katodę lampy wskaźnika, zwiększają jasność promienia w czasie trwania podstawy czasu /30000 lub 35000 yardów/.

Znaczniki odległości wytwarzane są za pomocą kluczowanego obwodu rezonansowego nastrojenego na częstotliwość 16,4 kHz. Ujemne impulsy bramkowe z multiwibratora zatykają lampę, wskutek czego w obwodzie wzbudzą się drgania tłumione. Okres tych drgań wynosi 61  $\mu$  sek, co odpowiada odległości 10000 yardów. Tłumione drgania sinusoidalne są wzmacniane i ograniczane w dwóch następnych stopniach, na wyjściu których otrzymuje się prostokątne impulsy o stałej /w przybliżeniu/ amplitudzie. Impulsy te podawane są następnie na układ różniczkujący, z którego otrzymuje się serię ostrych impulsów dodatnich i ujemnych, odpowiadających ozołu i tylnemu zboczowi impulsów prostokątnych. Dodatnie impulsy wykorzystywane są jako znaczniki odległości.

Do stałych znaczników odległości dodawany jest ruchomy znacznik odległości. Ruchomy znacznik odległości, omówiony w układzie czaso-steru jako wąska bramka służąca do rozjaśniania ekranu wskaźnika J /dokładnego przy 2000 yardów/, zakreśla na ekranie wskaźnika P koło o promieniu odpowiadającym odległości odczytanej z obu wskaźników typu J. W czasie pracy operator ustawia gałkę odległości tak, aby ruchomy znacznik odległości pokrywał się z wybranym celem. Wtedy sygnał /odbity od celu/ pojawia się na wskaźniku dokładnego określenia odległości i znajduje się pod wizjerem /wzrosem/ zgrubionego wskaźnika J. Wąski impuls bramkowy i znaczniki odległości podawane są na stopień mieszacza sygnałów.

- 155 -

- 155 -

- 155 -

- 155 -

The diagram illustrates the electrical architecture of a ship's automatic steering system, divided into two main functional groups: the automatic steering control group (Zespół automatycznego sterowania) and the receiver group (Zespół odbiorczy).

**Receiver Group (Zespół odbiorczy):** This section processes external signals. It starts with a 30 Hz signal input, which passes through a double-tuned amplifier (Wzmacniacz zdwonowany) and a signal error amplifier (Wzmacniacz sygnału błędów). The output goes to a signal error detector (Detektor sygnału błędów) and then to a receiver circuit (Układ odbiorczy). The receiver circuit also receives a visual echo signal (Sygnał wizyjny (echo)) and a radio frequency echo signal (Sygnał w.c.z. (echo)). The receiver's output is connected to an antenna (Antena) and a refresh voltage generator (Generator napięcia odświeżenia).

**Automatic Steering Control Group (Zespół automatycznego sterowania):** This group manages the steering based on the received signals. It features two parallel processing channels for azimuth and elevation.
 

- Azimuth Channel:** Receives an azimuth refresh voltage (Azymutalne napięcie odświeżenia) and a negative feedback signal (Ujemne sprzężenie zwrotne). It uses an azimuth word register (Słownik azymutowy) and an azimuth current amplifier (Wzmacniacz prądu stałego) to generate an azimuth steering voltage (Azymutalne napięcie sterujące).
- Elevation Channel:** Receives an elevation refresh voltage (Elewacyjne napięcie odświeżenia) and a negative feedback signal (Ujemne sprzężenie zwrotne). It uses an elevation word register (Słownik elewacyjny) and an elevation current amplifier (Wzmacniacz prądu stałego) to generate an elevation steering voltage (Elewacyjne napięcie sterujące).

 Both channels include speed limiters (Ogranicznik momentu) and are powered by a common supply (Zasilanie). The generated steering voltages are fed into two relays (Komutator azymutowy and Komutator elewacyjny), which also receive perpendicular refresh signals (Prostopadłe napięcie odświeżenia). These relays output the final steering signals (Azymutalne napięcie prostokątne and Elewacyjne napięcie prostokątne) to the ship's actuators.

rys. 18. Schemat blokowy automatycznego śledzenia.

- 156 -

Układy sterowania w azymucie i elewacji są identyczne; wy-  
starczy więc rozpatrzeć zasadę działania jednego z nich.

Napięcie błędu /np. azymutalnego/ układu porównującego poda-  
wane jest na siatki wzmacniacza sterującego. Na wyjściu wzmac-  
niacza sterującego napięcie jest równe zeru, gdy sygnał błędu  
jest równy zeru. Jeśli sygnał błędu jest różny od zera, to na  
wyjściu wzmacniacza pojawia się składowa stała. Wielkość i  
znak tej składowej stałej zależy od wielkości odchyłki między  
kierunkiem anteny w azymucie. Składowa prądu stałego wygładzo-  
na jest za pomocą filtra.

Wzmacniacz sterujący wytwarza prąd wzbudzenia amplitudy azy-  
mutalnej, która steruje silnik obracający antenę w azymucie  
w kierunku odpowiadającym zmniejszaniu się napięcia błędu azy-  
mutu. Ujemne sprzężenie zwrotne między silnikiem obracającym  
antenę i wzmacniaczem prądu stałego likwiduje kołysanie /rwa-  
nie/ anteny wokół położenia odpowiadającego zerowemu sygnałowi  
błędu. Pomocnicze układy selsynów przekazują współrzędne  
azymutu i elewacji mechanicznie za pomocą wskazówek /strzałek/  
znajdujących się w polu widzenia operatora. Ten sam układ sel-  
synów przekazuje dane na przyrząd sterowania automatycznego  
dział przeciwlotniczych, który wprowadza odpowiednie poprawki  
kątowe i kieruje naprowadzaniem luf dział. Współrzędnych odleg-  
łości stacja SCR - 584 w sposób automatyczny nie podaje. Opera-  
tor obraca gałkę regulującą czas opóźnienia wąskich impulsów  
bramkowych, rozjaśniających ekran wskaźnika J w miejscu pojawia-  
nia się interesującego echa i jest w stanie utrzymać echo po-  
środku rozjaśnionego wyotinka ekranu. Położenie wąskiego impu-  
su bramkowego odpowiada w tym przypadku położeniu celu z do-  
kładnością 15 - 25 jardów. Gałka ta jest sprzęgnięta mechanicz-  
nie z selsynem nadawczym, który przekazuje dane odległości do  
przyrządu sterowania automatycznego dział przeciwlotniczych.

Z dobrym powodzeniem stosuje się układ pomocniczy, zwany  
układem półautomatycznego śledzenia odległości. Przy włączeniu  
tego urządzenia gałka regulacji odległości napędzana jest za  
pomocą silnika, który obraca ją z pewną określoną prędkością  
/prędkość obrotu reguluje operator/. Jeżeli cel zbliża lub od-  
dala się od stacji ze stałą prędkością, to w procesie śledzenia  
operator jest wolny od wykonywania czynności regulacji zasięgu  
/obracanie gałki/.

- 157 -

Jeśli prędkość zbliżania lub oddalania zmienia się, to syg-  
nał odbity wysuwa się z najbardziej rozświetlonej części podsta-  
wy czasu. W tym przypadku operator obraca dodatkową gałkę /od-  
ległość/, która spełnia dwie funkcje: zmienia położenie wąskie-  
go impulsu bramkowego o tyle, aby cel był w środku rozświetlo-  
nej części podstawy czasu i zmienia prędkość automatycznego  
obrotu gałki /odległość/ tak, aby dokładniej odpowiadała ona  
prędkości celu. Nieznaczne zmiany położenia dodatkowej gałki  
/odległość/ dają dobre wyniki w śledzeniu celu.

- 158 -

## KLASYFIKACJA I KATALOG RAKIET

Karol Makowski

/Pracownia Astronautyczna PAN/

Praca niniejsza ma na celu dostarczenie opracowanych materiałów statystycznych dotyczących rakiet istniejących i projektów /katalog/ oraz zapoczątkowanie dyskusji nad ustaleniem i ujednoliceniem terminologii polskiej w zakresie podstawowych pojęć techniki raketowej /tabela klasyfikacji/. Obie te sprawy wiążą się oczywiście z sobą. Praca nie obejmuje pocisków o napędzie odrzutowym. W celu ułatwienia korzystania z katalogu dodano skróty alfabetyczny oraz przegląd najczęściej stosowanych w literaturze zachodniej skrótów. Konieczność zebrania materiałów statystycznych dyktuje niezwykle szybki obecnie rozwój techniki raketowej. Ostateczne opracowanie, np. klasyfikacji rakiet, jest obecnie oczywiście niemożliwe, ohooby ze względu na brak wyczerpujących danych, dlatego też proponowane rozwiązania mają z konieczności charakter mniej lub więcej prowizoryczny. Na szersze omówienie zasługują proponowane zasady ustalenia podziałów czy terminologii.

## 1. Klasyfikacja rakiet /tablica I i II/

Pierwszy podział rakiet w tablicy I jest formalnie biorąc podziałem w zależności od prędkości uzyskiwanej przez raketę po zakończeniu pracy silnika /jeśli silnik nie pracuje przez cały dalszy czas lotu/ lub, inaczej mówiąc, podziałem w zależności od rodzaju toru biernego lotu rakiet. Wydaje się przy tym, że termin "rakiet planetarna" lepiej oddaje istotę sprawy niż będący w użyciu "międzykontynentalna", a odnoszący się tylko do Ziemi. Podział wg rodzaju użytego paliwa nie wymaga osobnego omówienia<sup>1</sup>.

1. Podział rakiet o paliwie jądrowym wg mgra inż. O. Wołoszka "Napędy lotnicze", PWT, 1957/ /od autora/.

- 159 -

Podział na statki i pociski ma na celu wyodrębnienie rakiet z załogą ludzką /statki/.

Podział pocisków bojowych jest zgodny z ogólnie obecnie przyjętą terminologią.

## 2. Klasyfikacja metod kierowania /tablica III/

Używany termin "sterowanie" oznacza właściwie kierowanie bezpośrednie. Wydaje się, że podawany zwykle podział kierowania automatycznego na programowe, bezpośrednie i zdalne jest nieślusny, ponieważ z punktu widzenia umieszczenia urządzeń kierujących kierowanie programowe jest oczywiście rodzajem bezpośredniego.

Wyszczególnienie elektromagnetycznych środków kierowania można znaleźć w literaturze np. "Technika Rakietowa" nr 2.

## 3. Katalog

## a/ zasady podziału

Zgrupowano rakiety o ciężarze do 100 kg - bardzo małe; od 100 do 1000 kg - małe; od 1000 do 10000 kg - średnie, od 10000 do 100000 kg - duże i powyżej 100000 kg - bardzo duże. Rakiety bardzo małe są to na ogół pociski lotnicze /np. powietrze-powietrze/. Wymiary tych rakiet zawierają się w określonych granicach /średnica od 0,07 do 0,15 m, długość od 0,9 do 2,75 m/, zasięg nie przekracza na ogół 10 km.

Rakiety małe /klasy np. lekkich i średnich bomb lotniczych/ mają również określone wymiary geograficzne /odpowiednio 0,15 do 0,45 m i 2,25 do 6 m/ i zbliżone do siebie osiągi. Rakiety średnie /ciężarów zbliżone do współczesnych myśliwców odrzutowych/ mają średnicę do 1 m, długość do 15 m oraz zasięg kilkuset kilometrów. Rakiety duże odpowiadają tzw. pociskom balistycznym średniego zasięgu /2400 km/ /IRBM/, a bardzo duże - międzykontynentalnym pociskom balistycznym /CEM, ICBM/, zasięg powyżej 8000 km.

Z powyższego wynika, że porównywanie jakiegokolwiek parametrów techniczno-taktycznych rakiet jest celowe tylko w obrębie każdej z tych grup.

- 160 -

W każdej grupie poszczególne rakiety umieszczone są w porządku chronologicznym, co daje jasny obraz postępu technicznego. Wyodrębnienie raketowych silników pomocniczych /booster/ ma charakter praktyczny, są one bowiem właściwie stopniem rakiety. Wyodrębnienie to pociąga za sobą konieczność potraktowania wszystkich rakiet dwustopniowych jako jednostopniowych z przyspieszaczem. Po zgromadzeniu odpowiednich materiałów celowe będzie osobne umieszczenie wszystkich rakiet ściśle jednostopniowych /bez przyspieszaczy/.

Obecnie jednak z wyżej wymienionych powodów w grupie rakiet wielostopniowych /których nie można oczywiście porównywać z jednostopniowymi na podstawie ciężaru/ umieszczono tylko rakiety trój- i więcej stopniowe. Osobno umieszczono także rakiety, których nie można było umieścić w żadnej grupie ze względu na brak danych.

W katalogu nie wyróżnia się głowic bojowych jako osobnych stopni, ponieważ zwykle nie mają one silników.

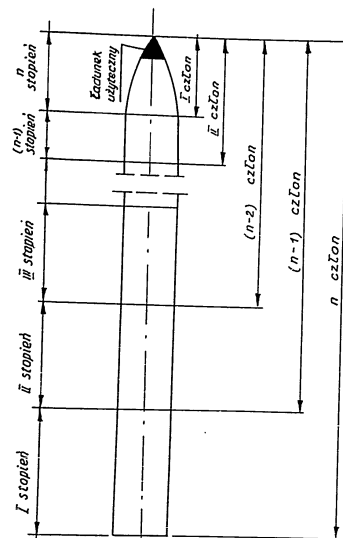
#### b/ sprawy terminologiczne

Przed wszystkim należało dokonać wyboru między używanymi równolegle terminami lotniczymi a artyleryjskimi /np. donośność a zasięg/. Użycie terminologii artyleryjskiej nasuwa ograniczenie się do omawiania jedynie pocisków bojowych.

Z punktu widzenia elementów konstrukcyjnych rakiety należało znaleźć termin odpowiadający lotniczemu "płatowiec" /samolot bez silnika i wyposażenia/. Po uzgodnieniu z Komisją Słownictwa Polskiego Towarzystwa Astronautycznego autor proponuje na oznaczenie rakiety wraz z płatami, statecznikami itp., lecz bez silnika i wyposażenia /instalacji itp./ termin RAKIETON.

Dla rakiet wielostopniowych pożądanym jest również rozróżnienie pojęć CZŁON a stopień rakiety /rys.1/. Pojęcie członu znajduje częste zastosowanie w obliczeniach.

- 161 -



Rys.1. Stopnie i człony rakiety.

o/ uwagi dotyczące poszczególnych rubryk

Rubryki 1 - 10. Dla rakiet z przyspieszaczami podano wartości dotyczące 2. stopnia, a odpowiednie dane 1. stopnia /przyspieszacza/- w odpowiednich rubrykach działu "Rakietowe silniki pomocnicze" /rubryki 23 - 30/.

Rubryka 18. Rozróżnia się dwa zasadnicze rodzaje sposobów dostarczania paliwa do silnika: za pomocą sprężonego gazu /ośnienio- lub bądź za pomocą pomp napędzanych specjalną turbiną /turbopompy/.

- 162 -

Rubryka 19. Zasadniczymi sposobami chłodzenia są: chłodzenie przez odparowanie /sweat cooling/, przez przesłanianie przez porowatą ściankę silnika lub za pomocą błony izolującej /film cooling/. Czynnikiem chłodzącym doprowadzanym na zewnętrzną lub wewnętrzną stronę chłodzonej powierzchni silnika jest na ogół jeden ze składników materiału pędnego. Jeśli czynnik chłodzący silnik od zewnątrz wraca do komory spalania, mówimy o chłodzeniu regeneracyjnym.

Rubryka 31. Obecnie używa się trzech niezależnych sposobów sterowania rakiety: za pomocą sterów aerodynamicznych, sterów gazowych /umieszczonych w strumieniu masy odrzutowej/ i ruchomego przegubowo zawieszono silnika.

Rubryka 32. Stabilizację rakiety na torze osiąga się za pomocą żyroskopów lub stateczników aerodynamicznych; przez nadanie rakiecie ruchu obrotowego /ukośne stateczniki bądź specjalne silniczki czy dysze pomocnicze/, bądź też za pomocą układu żyroskopowego, reagującego na zakłócenie lotu przez stery czy przez ruchomy silnik.

#### d/ uwagi końcowe

Zasadniczą trudność przy opracowaniu katalogu stanowiło rozproszenie materiału, różne bowiem źródła podają skąpe i często różne a nawet sprzeczne dane<sup>2</sup>. Zasadą było przyjmowanie danych najnowszych; w przypadkach niewielkich różnic podano wartości średnie. W tych warunkach nie można oczywiście ustrzec się od błędów, zwłaszcza przy braku źródeł rodzinnych.

Autor pragnie w tym miejscu podziękować redakcji "Techniki Rakietowej" za wszechstronną pomoc okazaną mu przy przygotowywaniu pracy do druku i prosi czytelników o nadsyłanie wszelkich uwag krytycznych, które pomogą uniknąć błędów przy pożytecznej zapewne dla wszystkich, zajmujących się techniką rakietową czy astronautyką - aktualizacji katalogu. Jako uzupełnienie katalogu przewiduje się opracowanie tabeli sylwetek rakiet.

Oczywiście szczególne opracowanie wskaźników konstrukcyjnych rakiet na podstawie zgromadzonego materiału statystycznego wymaga osobnego opracowania.

2. Większość danych o rakietach ZSRR pochodzi z pracy A.J. Zachringera w "The Journal of the Space Flight" 8, cz.5.

- 163 -

#### D o d a t e k

Przegląd najczęściej używanych w piśmiennictwie zachodnim skrótów słownictwa techniki rakietowej.

##### 1. Oznaczenia pocisków:

AAAM - air to air missile - pocisk powietrze-powietrze /P P-P/,  
 ASM - air to surface missile - pocisk powietrze-ziemia /P P-Z/,  
 AUM - air to underwater missile - pocisk powietrze - głębina wodna /P P-GW/,

SAM - PZ - P,  
 SUM - PZ - GW,  
 UAM - PGW-P,  
 UUM - PGW-GW,  
 USM - PGW-Z,

N - Navy - marynarka USA,  
 A - Army lub Air Force - wojsko lądowe lub lotnictwo USA,  
 HTV - Hypersonic Test Vehicle - naddźwiękowy pocisk badawczy,  
 ICBM; IBM - Intercontinental Ballistic Missile - międzykontynentalny pocisk balistyczny,  
 IRBM - Intermediate Range Ballistic Missile - pocisk balistyczny średniego zasięgu,

GAR; GAM - Guided air rocket, missile - kierowana rakietą /pocisk/ lotnicza /lotniczy/,

IM - Interceptor missile - pocisk przechwytyjący,  
 SM - Strategic missile - pocisk strategiczny,  
 TM - Tactical missile - pocisk taktyczny.

##### 2. Paliwa

Lox - liquid oxygen - ciekły tlen.

##### 3. Silniki

JATO - Jet assisted take-off unit - pomocniczy silnik startowy.

- 164 -

## Literatura

- [1]. K.W. Gatland - Development of the Guided Missile,
- [2]. A.S. Loke - Guidance /Principles of Guided Missile Design/,
- [3]. E.A. Booney, M.J. Zucrow, C.W. Besserer - Aerodynamic, Propulsion, Structures and Design Practice /Principles of Guided Missile Design/,
- [4]. E. Burgess - Frontier to space,
- [5]. W.I. Fiedosiew, T.B. Sihiarew - Wwiedzenie w rakietniżu techniku,

## Czasopisma

- [1]. Jet Propulsion,
- [2]. Interavia,
- [3]. The Journal of Space Flight,
- [4]. Flight,
- [5]. Astronautics.

- 165 -

## ALFABETYCZNY SKOROWIDZ RAKIET

|   | Nazwa, oznaczenie<br>lub firma | Nr tablicy | Ip. rakiet w<br>tablicy | Kraj <sup>3</sup> |
|---|--------------------------------|------------|-------------------------|-------------------|
| A | A-1 /V-2/                      | II         | 18                      | N                 |
|   | A-2                            | II         | 19                      | N                 |
|   | A-3                            | II         | 20                      | N                 |
|   | A-4                            | III        | 14                      | N                 |
|   | A-4 b                          | III        | 15                      | N                 |
|   | A-5                            | III        | 1                       | N                 |
|   | A-6                            | III        | 2                       | N                 |
|   | A-7                            | III        | 3                       | N                 |
|   | A-8                            | III        | 16                      | N                 |
|   | A-9                            | III        | 17                      | N                 |
|   | A-10                           | III        | 18                      | N                 |
|   | AA-20                          | I          | 5                       | F                 |
|   | AER-III                        | X          | 8                       | W                 |
|   | AEROBEE-2                      | VI         | 2                       | U                 |
|   | AEROBEE A-1                    | VI         | 4                       | U                 |
|   | AEROBEE - HI                   | VI         | 5                       | U                 |
|   | AEROBEE - 13 b                 | VI         | 3                       | U                 |
|   | AEROMITE                       | V          | 2                       | U                 |
|   | AR 3,5                         | IV         | 9                       | U                 |
|   | AR 4                           | X          | 9                       | W                 |
|   | AR 5,0'                        | IV         | 10                      | U                 |
|   | ASP                            | VI         | 9                       | U                 |
|   | ATLAS                          | VII        | 18                      | U                 |
|   | A.W.A.                         | X          | 3                       | WB                |

3. A - AUSTRALIA,  
F - FRANCJA,  
J - JAPONIA,  
K - KANADA,  
N - NIEMCY

Sz - SZWAJCARIA,  
WB - WIELKA Brytania,  
W - WŁOCHY,  
U - STANY ZJEDNOCZONE AM. PÓŁN.  
Z - ZWIĄZEK SOC. REPUBLIK RAZ.



- 166 -

|   | Nazwa, oznaczenie<br>lub firma | Nr tablicy | Lp. rakiet<br>w tablicy | Kraj |
|---|--------------------------------|------------|-------------------------|------|
| B | BABY R                         | I          | 15                      | J    |
|   | BABY T                         | I          | 16                      | J    |
|   | BABY S                         | I          | 17                      | J    |
|   | BETA I                         | I          | 3                       | A    |
|   | BULLPUP                        | VI         | 6                       | U    |
|   | /BULLDOG/<br>BUMPER            | IX         | 1                       | U    |
| C | CORPORAL A-17                  | VII        | 2                       | U    |
|   | CORPORAL E                     | VI         | 14                      | U    |
|   | CORPORAL F                     | VI         | 13                      | U    |
|   | CROSEBOW                       | IX         | 8                       | U    |
| D | DACK                           | IX         | 7                       | U    |
|   | DAN                            | VIII       | 20                      | U    |
|   | DART                           | V          | 4                       | U    |
|   | DAVE                           | IX         | 9                       | U    |
|   | DEACON                         | IV         | 20                      | U    |
|   | DIMONDBACK                     | IX         | 6                       | U    |
|   | DING-DONG                      | IX         | 5                       | U    |
|   | DOVE                           | VIII       | 15                      | U    |
| E | E.E.                           | X          | 4                       | WB   |
|   | ECA 20                         | I          | 13                      | F    |
|   | ECA 26                         | I          | 14                      | F    |
|   | ENTAC                          | I          | 12                      | F    |
|   | ENZIAN E4                      | III        | 5                       | N    |
|   | ENZIAN E5                      | III        | 6                       | N    |
| F | FALCON F-98                    | IV         | 16                      | U    |
|   | FEUERLILIE-25                  | II         | 11                      | N    |
|   | FEUERLILIE 55 1941             | II         | 12                      | N    |
|   | FEUERLILIE 55 1942             | II         | 13                      | N    |
|   | FIRBAIRD                       | V          | 14                      | U    |
|   | FIREFLASH                      | IX         | 20                      | WB   |
|   | FIRESTREAK                     | X          | 1                       | WB   |
|   | FÜHN                           | II         | 4                       | N    |

- 167 -

|   | Nazwa, oznaczenie<br>lub firma | Nr tablicy | Lp. rakiet<br>w tablicy | Kraj |
|---|--------------------------------|------------|-------------------------|------|
| G | GAPA                           | V          | 10                      | U    |
|   | GAR-98                         | VI         | 15                      | U    |
|   | GARGOYLE                       | IX         | 2                       | U    |
|   | GORGON IIA 1 IIC               | VIII       | 16                      | U    |
|   | GVA 1                          | XI         | 12                      | Z    |
| H | HECHT                          | II         | 14                      | N    |
|   | HERMES A-1                     | VII        | 7                       | U    |
|   | HERMES A-2                     | VII        | 15                      | U    |
|   | HERMES A-3                     | VII        | 8                       | U    |
|   | HONEST JOHN                    | VII        | 9                       | U    |
|   | HS-117 /SCHMETTERLING/         | II         | 17                      | N    |
|   | HS-293                         | II         | 15                      | N    |
|   | MS-294                         | III        | 12                      | N    |
|   | Hs-295                         | III        | 13                      | N    |
|   | Hs-298                         | II         | 10                      | N    |
|   | HTV                            | VI         | 10                      | U    |
|   | HVAR 5,0                       | IV         | 11                      | U    |
| I | I-2                            | XI         | 10                      | Z    |
| J | JUPITER A                      | VII        | 12                      | U    |
|   | JUPITER B                      | VII        | 13                      | U    |
|   | JUPITER C                      | VII        | 14                      | U    |
| K | KAPPA                          | I          | 18                      | J    |
|   | KATIUSZA                       | X          | 10                      | Z    |
|   | KGAT, 25                       | XI         | 11                      | Z    |
| L | LACROSE                        | VIII       | 17                      | U    |
|   | LADY BIRD                      | I          | 1                       | A    |
|   | LARK                           | V          | 13                      | U    |
|   | LITTLE JOE                     | IV         | 14                      | U    |
|   | LITTLE JOHN                    | VI         | 7                       | U    |
|   | LOKI                           | IV         | 19                      | U    |
|   | LONG SHOT                      | X          | 5                       | WB   |
|   | LOP-CAP                        | IX         | 16                      | WB   |
|   | LOULOU                         | IX         | 10                      | WB   |
|   | LOULOU                         | IX         | 13                      | WB   |
|   | LXCTV-2099                     | IX         | 13                      | WB   |

- 168 -

|   | Nazwa, oznaczenie<br>lub firma | Nr tablicy | Lp. rakiety<br>w tablicy | Kraj |
|---|--------------------------------|------------|--------------------------|------|
| M | M-1                            | X          | 14                       | Z    |
|   | M-8                            | IV         | 12                       | U    |
|   | M-8 SUPER                      | IV         | 13                       | U    |
|   | M-100                          | X          | 15                       | Z    |
|   | M-101 /T-1/                    | XI         | 3                        | Z    |
|   | M-102 /T-4/                    | XI         | 4                        | Z    |
|   | M-103 /T-2/                    | X          | 16                       | Z    |
|   | METEOR                         | XI         | 13                       | Z    |
|   | METEOR                         | V          | 18                       | U    |
|   | NIGHTY MOUSE                   | VI         | 18                       | U    |
|   | Mx-774                         | VI         | 5                        | U    |
|   | Mx-904                         | IV         | 17                       | U    |
|   | Mx-1863                        | IV         | 7                        | Sz   |
| N | NACA /f/4                      | VIII       | 8,9,10,11,12,13          | U    |
|   | NATIV                          | V          | 12                       | U    |
|   | NATTER A                       | III        | 7                        | N    |
|   | NATTER B                       | III        | 8                        | N    |
|   | NIKE A7                        | V          | 15                       | U    |
|   | NIKE-I AJAX                    | V          | 17                       | U    |
|   | NIKE B HERCULES                | VII        | 10                       | U    |
|   | NIKE CAJUN                     | V          | 16                       | U    |
|   | NIKE-II ZEUS                   | VIII       | 14                       | U    |
| O | OERLIKON 1949                  | IV         | 5                        | Sz   |
|   | OERLIKON 1950                  | IV         | 6                        | Sz   |
|   | OERLIKON -54                   | IV         | 8                        | Sz   |
| P | PARCA                          | I          | 10                       | F    |
|   | PENCIL                         | I          | 19                       | J    |
|   | POLARIS                        | VII        | 17                       | U    |
|   | PRIVATE A                      | V          | 6                        | U    |
|   | PRIVATE F                      | V          | 7                        | U    |

4. Skrót /f/ - oznacza firma /od autora/.

- 169 -

|   | Nazwa, oznaczenie<br>lub firma | Nr tablicy | Lp. rakiety<br>w tablicy | Kraj |
|---|--------------------------------|------------|--------------------------|------|
| R | R 4M                           | II         | 6                        | N    |
|   | R 015                          | I          | 6                        | F    |
|   | R.A.E.                         | IX         | 17                       | WB   |
|   | RASCAL                         | VIII       | 6                        | U    |
|   | REDSTONE I 1 II                | VII        | 12                       | U    |
|   | REINBOTE                       | III        | 20                       | N    |
|   |                                | IV         | 1,2,3,4                  |      |
|   | RHEINTOCHTER R-1               | III        | 9                        | N    |
|   | RHEINTOCHTER R-3               | III        | 10                       | N    |
|   | RHEINTOCHTER R-3 f             | III        | 11                       | N    |
|   | ROCKAIR                        | V          | 3                        | U    |
|   | ROCKOON                        | V          | 5                        | U    |
|   | RP 3,0                         | IX         | 19                       | WB   |
|   | RS - 82                        | X          | 11                       | Z    |
|   | RS - 132                       | X          | 12                       | Z    |
|   | RS - 132a                      | X          | 13                       | Z    |
|   | RTV - 1                        | IX         | 18                       | WB   |
|   | RUHRSTAHL X-4                  | II         | 7                        | N    |
| S | RUHRSTAHL x-7                  | II         | 8                        | N    |
|   | RV-A-10                        | IX         | 4                        | U    |
|   | SÄNGERA RAKIETA                | III        | 19                       | N    |
|   | SCARAB                         | I          | 2                        | A    |
|   | SCHMETTERLING /HS 117/         | II         | 17                       | N    |
|   | SEA SLUG                       | X          | 7                        | WB   |
|   | SFECMAS 5103                   | I          | 7                        | F    |
|   | SFECMAS 5210                   | I          | 11                       | F    |
|   | SHRIKL                         | VIII       | 18                       | U    |
|   | SIDEWINDER                     | V          | 1                        | U    |
|   | SIGMA                          | I          | 20                       | J    |
|   | SMITH /f/                      | X          | 2                        | WB   |
|   | SPARROW 1                      | V          | 19                       | U    |
|   | SPARROW 2                      | V          | 20                       | U    |
|   | SPARROW 3                      | VI         | 1                        | U    |
|   | S.S. 10                        | I          | 4                        | F    |
|   | STOOGIE                        | IX         | 15                       | WB   |

- 170 -

|   | Nazwa, oznaczenie<br>lub firma | Nr tablicy | Lp. rakiet<br>w tablicy | Kraj |
|---|--------------------------------|------------|-------------------------|------|
| T | T-1 /M-101/                    | XI         | 5                       | Z    |
|   | T-2 /M-103/                    | X          | 16                      | Z    |
|   | T-3                            | X          | 20                      | Z    |
|   |                                | XI         | 1,2,3                   |      |
|   | T-3a                           | XI         | 4                       | Z    |
|   | T-4 /M-102/                    | XI         | 6                       | Z    |
|   | T-4a                           | X          | 19                      | Z    |
|   | T-5                            | XI         | 7                       | Z    |
|   | T-5a                           | XI         | 8                       | Z    |
|   | T-6                            | XI         | 9                       | Z    |
|   | T-7                            | X          | 16                      | Z    |
|   | T-7a                           | X          | 17                      | Z    |
|   | T-110                          | VIII       | 19                      | U    |
|   | TAJFUN 1                       | XI         | 14                      | Z    |
|   | TAJFUN 2                       | XI         | 15                      | Z    |
|   | TAJFUN 3                       | II         | 9                       | N    |
|   | TAJFUN 4                       | XI         | 16                      | Z    |
|   | TERIER                         | VII        | 11                      | U    |
|   | TERRAPIN                       | VI         | 8                       | U    |
|   | THOR                           | VII        | 16                      | U    |
|   | TIAMET                         | V          | 11                      | U    |
|   | TINY TIMY                      | V          | 8                       | U    |
|   | TITAN                          | VII        | 19                      | U    |
|   | TM-A-O-AC                      | II         | 1                       | J    |
|   | Tm-B                           | II         | 2                       | J    |
|   | TR                             | IX         | 14                      | WB   |
|   | TRITON                         |            |                         | U    |
|   | TUNDER BIRO                    | X          | 6                       | WB   |
| V | V-1                            |            |                         | N    |
|   | V-2 /patrz A-1/                |            |                         | N    |
|   | VANGUARD                       | VIII       | 4,5,6,7                 | U    |
|   | VELVET GLOVE                   | II         | 3                       | K    |
|   | VERONIQUE                      | I          | 9                       | F    |

- 171 -

|   | Nazwa, oznaczenie<br>lub firma | Nr tablicy | Lp. rakiet<br>w tablicy | Kraj |
|---|--------------------------------|------------|-------------------------|------|
|   | VIKING 1                       | VI         | 14                      | U    |
|   | VIKING 2                       | VI         | 15                      | U    |
|   | VIKING 3                       | VI         | 16                      | U    |
|   | VIKING 4                       | VI         | 17                      | U    |
|   | VIKING 5                       | VI         | 18                      | U    |
|   | VIKING 6                       | VI         | 19                      | U    |
|   | VIKING 7                       | VI         | 20                      | U    |
|   | VIKING 8                       | VII        | 1                       | U    |
|   | VIKING 9                       | VII        | 2                       | U    |
|   | VIKING 10                      | VII        | 3                       | U    |
|   | VIKING 11                      | VII        | 4                       | U    |
| W | V.T.O.                         | IX         | 19                      | WB   |
|   | WAC-CORPORAL                   | V          | 9                       | U    |
|   | WASSERFAL                      | III        | 4                       | N    |
|   | W.G.R.                         | II         | 16                      | N    |
| X | W.G.R. - 41                    | II         | 5                       | N    |
|   | WIRARD                         | IX         | 3                       | U    |
| X | X-17                           | VII        | 20                      | U    |
|   |                                | VII        | 1,2,3                   | U    |
| Z | Z                              | IX         | 12                      | WB   |

| TABL. III. .... |  |  | RAKIETY... NIEMIEC. .... |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
|-----------------|--|--|--------------------------|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|
|-----------------|--|--|--------------------------|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|--|

| TABL. II ..... RAKIETY... JAPONIA, KANADA, NIEMCY..... |                        |                        |             |           |                    |          |          |        |               |           |                                      |        |                                                     |                                |                                |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       |                                                                  |                                    |
|--------------------------------------------------------|------------------------|------------------------|-------------|-----------|--------------------|----------|----------|--------|---------------|-----------|--------------------------------------|--------|-----------------------------------------------------|--------------------------------|--------------------------------|------|------------|-------------|-------------|-------|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|-------|------------------------------------------------------------------|------------------------------------|
| Nazwa, oznaczenie rakiety                              |                        | Firma, rok produkcji   | Ciężar      |           |                    | Wymiary  |          |        | Długość       |           |                                      | Paliwo | Oznaczenie                                          | Silnik                         |                                |      | Kierowanie | Stateczność | Typ rakiety | Uwagi |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       |                                                                  |                                    |
| całk. rakiety                                          | Paliwa                 | Użyte-czyny            | Użyte-gości | Śred-nica | Rozpo-żadk. statek | Prędkość | Wysokość | Zasięg | Silnik główny | Ładunek   | Układ załadunku                      |        |                                                     |                                |                                |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       |                                                                  |                                    |
| 1                                                      | 2                      | 3                      | 4           | 5         | 6                  | 7        | 8        | 9      | 10            | 11        | 12                                   | 13     | 14                                                  | 15                             | 16                             | 17   | 18         | 19          | 20          | 21    | 22 | 23 | 24 | 25 | 26 | 27 | 28 | 29 | 30 | 31 | 32    | 33                                                               | 34                                 |
| 1                                                      | TMA-0-A                |                        |             |           |                    |          |          |        |               |           |                                      |        | Stale                                               |                                |                                |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       |                                                                  |                                    |
| 2                                                      | TMB                    |                        |             |           |                    |          |          |        |               |           |                                      |        |                                                     |                                |                                |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       |                                                                  |                                    |
| 3                                                      | VELVET GLOVE           | 1950/53                |             |           |                    |          |          |        |               |           |                                      |        |                                                     |                                |                                |      |            | Brak danych |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    | p p-p |                                                                  |                                    |
| 4                                                      | FÖHN RZ-73             | 1941                   | 2,6         |           | 0,3                |          | 0,073    |        |               | 270       |                                      |        | Proch                                               |                                |                                |      |            | NIEMCY      | Barańo małe |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    | p p-p | Pierwowzór R 4-M                                                 |                                    |
| 5                                                      | WGR-41                 | 1942                   | 32          | 6,3       |                    | 1,05     | 0,155    |        |               | 340       | 7 dla 45°<br>6 dla 30°<br>25 dla 65° |        | Proch                                               |                                |                                |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       | Wystrzeliwana z moździerza, wyłoty dysz na 2/3 długości pocisku. |                                    |
| 6                                                      | R-4-M                  | 1944                   | 3,5         |           | 0,5                | 0,8      | 0,054    |        |               | 540       |                                      | 0,8    | Stale                                               |                                |                                |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    | p p-p | 8 stateczników składanych                                        |                                    |
| 7                                                      | RUHRSTAHL X-4          | 1944                   | 59          | 7,9       | 20                 | 1,96     | 0,228    | 0,72   | 0,26          | 250       |                                      | 2,9    | Kwas azotowy, tanka 250                             | BMW-109-548                    | 120; po upływie 20 sec 20 + 30 |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    | p p-p | 4 płaty w strzałę                                                |                                    |
| 8                                                      | RUHRSTAHL X-7          | 1944                   | 9           | 6,4       | 2,5                | 0,75     | 0,137    | 0,59   |               | 100       |                                      | 2,4    | Proch                                               |                                |                                |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    | p p-p | 68; po upływie 3 sek 5 przez 8 sek                               |                                    |
| 9                                                      | TAJFUN F               | 1944                   | 19,3        | 10,9      | 0,6                | 1,88     | 0,1      |        |               | 900+1000  | 15                                   |        | Kwas azotowy, eter butylowy                         |                                |                                | 840  | 2,5        |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       | p z-p                                                            | 4 stateczniki nadają ruch obrotowy |
| 10                                                     | H.S. 298               | HEINKEL 1944           | 95          | 14        | 24,8               | 2        | 0,2      | 1,23   |               | 250       |                                      | 4,5    | Proch                                               |                                |                                |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    | p p-p | Silnik 2-stopniowy                                               |                                    |
| 11                                                     | FEUERLILIE 25          | RHEINMETAL BORSIG 1941 | 120         | 16,8      |                    | 2,04     | 0,24     | 1,11   | 0,33; 0,63    | 220       |                                      |        | 21.502. Dwieży-łone dwustronne glikolu etyleno-wego |                                |                                | 500  | 6          |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       | Platy w strzałę 40°, układ zy-rzakopon i lo-tek                  |                                    |
| 12                                                     | FEUERLILIE 55          | RHEINMETAL BORSIG 1942 | 472         | 140       |                    | 4,7      | 0,325    | 2,25   | 0,78          | 440       | 471+800                              | 1,5    | Stale                                               |                                |                                |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       | 21                                                               |                                    |
| 13                                                     | FEUERLILIE 55          | RHEINMETAL BORSIG 1941 | 665         |           |                    |          |          |        |               |           |                                      |        | Glikol tlen, alkohol etylo-owy                      |                                |                                | 1000 | 25         |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       | 2000                                                             |                                    |
| 14                                                     | HECHT                  | RHEINMETAL BORSIG 1941 | 140         |           |                    | 2        | 0,25     | 0,88   |               | 280       |                                      |        | Nadtlenek wo-doru                                   | WALZER                         |                                | 60   | 20         |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       | Układ żyroskopów i lotek                                         |                                    |
| 15                                                     | H.S. 293               | HEINKEL 1943           | 790         | 63,4      | 330+510            | 3,5      | 0,48     | 3,1    |               | 150 + 200 | 5 + 8                                |        | Nadtlenek wodoru                                    |                                |                                | 640  | 10         |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       | Radiowe                                                          |                                    |
| 16                                                     | WGR                    | 1943                   | 110         | 18        | 10                 | 1,2      | 0,21     |        |               | 315       | 9 dla 45°<br>27 dla 30°              |        | Kwas azotowy, tanka 500                             | BMW 109-538 lub WALTER 109-729 | 380+60 lub 385+59 lub 385+82   |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       |                                                                  |                                    |
| 17                                                     | H.S. 117 SCHMETTERLING | HEINKEL B.M.W. 1944    | 460         | 73        | 40,8               | 3,75     | 0,35     | 1,98   | 1             | 9         | 16+32                                |        | Kwas azotowy, tanka 500                             | BMW 109-538 lub WALTER 109-729 | 380+60 lub 385+59 lub 385+82   |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       |                                                                  |                                    |
| 18                                                     | A-1                    | 1933                   | 150         | 36        |                    | 1,38     | 0,3      |        |               |           |                                      |        | Glikol tlen alkohol (75% zawartości)                |                                |                                | 300  | 17         |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       | p z-p                                                            |                                    |
| 19                                                     | A-2                    | 1934                   |             |           |                    |          |          |        |               | 1,95      |                                      |        |                                                     |                                |                                |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       |                                                                  | Żyroskop                           |
| 20                                                     | A-3                    | 1938                   | 750         | 408       |                    | 7,5      | 0,76     |        |               | 12        | 17,6                                 |        |                                                     |                                |                                |      |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |       |                                                                  | Żyroskop                           |

| TABL. I. RAKIETY.....AUSTRALIA, FRANCJA, JAPONIA..... |                           |                            |               |         |           |         |          |            |          |          |          |        |                           |            |            |                  |            |                    |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |                                                    |  |
|-------------------------------------------------------|---------------------------|----------------------------|---------------|---------|-----------|---------|----------|------------|----------|----------|----------|--------|---------------------------|------------|------------|------------------|------------|--------------------|------------|----------|----------|----------|------------|-------------|-------------|-------|----|----|----|----|----|----|----------------------------------------------------|--|
| Lp.                                                   | Nazwa, oznaczenie rakiety | Firma, rok produkcji       | Ciężar        |         |           | Wymiary |          |            | Ciężar   |          |          | Paliwo | Silnik                    |            |            |                  |            | Silniki pomocnicze |            |          |          |          | Kierowanie | Stateczność | Typ rakiety | Uwagi |    |    |    |    |    |    |                                                    |  |
|                                                       |                           |                            | całk. rakiety | palniwa | dytuzyjny | długość | średnica | rozpiętość | średnica | średnica | średnica |        | oznaczenie                | siła ciągu | czas pracy | użytk. zasilenia | oznaczenie | siła ciągu         | czas pracy | średnica | średnica | średnica |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |                                                    |  |
| 1                                                     | 2                         | 3                          | 4             | 5       | 6         | 7       | 8        | 9          | 10       | 11       | 12       | 13     | 14                        | 15         | 16         | 17               | 18         | 19                 | 20         | 21       | 22       | 23       | 24         | 25          | 26          | 27    | 28 | 29 | 30 | 31 | 32 | 33 | 34                                                 |  |
| 1                                                     | LADYBIRD                  |                            | 45,4          |         |           |         |          |            |          |          |          |        |                           | 4540       | 1          |                  | AUSTRALIA  | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |                                                    |  |
| 2                                                     | SCARAB                    |                            | 79,5          |         |           |         |          |            |          |          |          |        |                           | 9080       | 1          |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |                                                    |  |
| 3                                                     | BETA I                    |                            |               |         |           |         |          |            |          |          |          |        |                           |            |            |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |                                                    |  |
| 4                                                     | S.S. 10                   | S.N.C.A.N. 1950            | 15,4          |         |           | 0,82    |          |            | 0,76     |          |          | 1,6    | Stałe                     |            |            |                  | FRANCJA    | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | pp-Z                                               |  |
| 5                                                     | AA. 20.                   | MATRA 1955/56              | 160           | 3,6     |           |         |          |            |          |          |          |        | Ciekłe                    | SEPR-251   | 1250       |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | pp-P                                               |  |
| 6                                                     | R. 015                    | MATRA 1955/56              | 160           |         |           | 3,0     |          |            |          |          |          |        | Proch                     |            |            |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | pp-P                                               |  |
| 7                                                     | SFECHAS 5103              | S.N.C.A.N. SFECHAS 1955/56 | 130           |         |           | 2,5     |          |            |          |          |          |        | Proch                     |            |            |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | pp-P                                               |  |
| 8                                                     | MATRA M-04                | MATRA 1952                 | 460           | 110     |           | 4,5     | 0,04     | 1,77       |          | 480      |          |        | Ciekłe                    | SEPR-251   | 1250       | 14               |            | Brak danych        |            |          |          | Nie ma   |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | pp-P<br>pz-P                                       |  |
| 9                                                     | VERONIQUE                 | L.R.B.A. 1950              | 980           | 600     | 55        | 5,9     | 0,54     |            |          | 1400     | 88*120   | 240    | Kwas azotowy, gaz olejowy |            | 4000       | 35               |            | Brak danych        |            |          |          | Nie ma   |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | W czasie startu linij 4 stateczniki                |  |
| 10                                                    | PARCA                     | DEFA 1955/56               | 1000          |         |           |         |          |            |          |          | 20       |        |                           |            |            |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | p Z-Z<br>p Z-P<br>p P-Z                            |  |
| 11                                                    | SFECHAS 5200 5210         | SFECHAS 1952               |               |         |           |         |          |            |          |          |          | 32     | Proch                     |            |            |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | Podobna do Niemieckiej X-4. 5210 - większy zasięg. |  |
| 12                                                    | ENTAC                     | DEFA 1955/56               |               |         |           |         |          |            |          |          | 2        | Proch  |                           |            |            |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | p Z-Z                                              |  |
| 13                                                    | ECA 20                    | ECA                        |               |         |           |         |          |            |          |          |          |        |                           |            |            |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | Badawczy                                           |  |
| 14                                                    | ECA 26                    |                            |               |         |           |         |          |            |          |          |          |        |                           |            |            |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | Badawczy                                           |  |
| 15                                                    | BABY R                    | 1945                       | 8             |         |           | 1,17    | 0,08     |            | 0,3      | 400      | 4        |        | Stałe                     |            |            |                  | JAPONIA    | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | Badawczy                                           |  |
| 16                                                    | BABY T                    | 1945                       | 8             |         |           | 1,17    | 0,08     |            | 0,3      | 400      | 4        |        | Stałe                     |            |            |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | Badawczy                                           |  |
| 17                                                    | BABY S                    | 1945                       | 72*835        |         |           | 1,2     | 0,08     |            | 0,3      | 100      |          |        |                           |            | 112        | 1405             |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | Badawczy                                           |  |
| 18                                                    | KAPPA                     | UNIVERSITY TET-TOKIO       | 40            |         |           |         |          |            |          | 1530     | 100      |        |                           |            |            |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | Badawczy                                           |  |
| 19                                                    | PENCIL                    |                            |               |         |           |         |          |            |          |          |          |        |                           |            |            |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    |                                                    |  |
| 20                                                    | SIGMA                     |                            |               |         |           |         |          |            |          |          |          |        |                           |            |            |                  |            | Brak danych        |            |          |          |          |            |             |             |       |    |    |    |    |    |    | Badawczy                                           |  |

| TABL.V..... |                           |                                     | RAKIETY U.S.A.   |        |         |         |          |         |        |          |                                         |          |                                    |                 |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    |                                                                                  |                                        |                                                              |                                                                                                  |                                  |
|-------------|---------------------------|-------------------------------------|------------------|--------|---------|---------|----------|---------|--------|----------|-----------------------------------------|----------|------------------------------------|-----------------|------------|------------|--------------------|--------------------|------------|------------|------------|------------|----|-------|----|------------|-------------|-------------|-------|----|----|-----------------------------------------------------------|-------------------------|------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------|--------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------|
| Z.P.        | Nazwa, oznaczenie rakiety | Firma, rok produkcji                | Ciężar           |        |         | Wymiary |          |         | Paliwo | Silnik   |                                         |          |                                    |                 |            |            |                    | Silniki pomocnicze |            |            |            |            |    |       |    | Kierowanie | Stateczność | Typ rakiety | Uwagi |    |    |                                                           |                         |                                    |                                                                                  |                                        |                                                              |                                                                                                  |                                  |
|             |                           |                                     | Ciepły rakietowy | Paliwo | Wzrosty | Masa    | Srednica | Długość |        | Przekrój | Przekrój                                | Przekrój | Przekrój                           | Oznaczenie      | Sila ciągu | Czas pracy | Oznaczenie         | Sila ciągu         | Czas pracy | Oznaczenie | Sila ciągu | Czas pracy |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    |                                                                                  |                                        |                                                              |                                                                                                  |                                  |
| 1           | 2                         | 3                                   | 4                | 5      | 6       | 7       | 8        | 9       | 10     | 11       | 12                                      | 13       | 14                                 | 15              | 16         | 17         | 18                 | 19                 | 20         | 21         | 22         | 23         | 24 | 25    | 26 | 27         | 28          | 29          | 30    | 31 | 32 | 33                                                        | 34                      |                                    |                                                                                  |                                        |                                                              |                                                                                                  |                                  |
| 1           | SIDEMER XAAM-N-7          | GLEN L. MARTIN 1953                 | 68               |        |         | 275     | 0,15     |         |        |          |                                         |          | Stałe                              |                 |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    | Samonaprowadzanie bierne za pomocą promieni podczerwonych | p-p-p                   | 2 silniki; produkcja serijna       |                                                                                  |                                        |                                                              |                                                                                                  |                                  |
| 2           | AERONITE                  |                                     |                  |        |         |         | 0,07     |         |        |          |                                         |          |                                    |                 |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           | Start z samolotu F-94c. |                                    |                                                                                  |                                        |                                                              |                                                                                                  |                                  |
| 3           | ROCKAIR                   | DOUGLAS                             | 82               | 32     | 18      | 2,7     | 0,204    | 0,51    |        |          |                                         |          | Stałe                              |                 | 3540       | 2,15       |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           | Zdalne radiowe          | 4 stateczniki                      | Badawcza                                                                         | Start z samolotu na wysokości 15,2 km. |                                                              |                                                                                                  |                                  |
| 4           | DART SSN-A-23             | AEROPLASTICS DEVELOPMENT CO 1953/56 | 136              |        |         | 1,83    | 0,25     | 1,6     |        |          | 4,8                                     |          | Stałe                              |                 |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         | P-Z-Z                              | W produkcji używana do zwalczania czołgów                                        |                                        |                                                              |                                                                                                  |                                  |
| 5           | ROCKOON                   |                                     | 91               |        |         |         |          |         |        | 84       |                                         |          |                                    |                 |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         | Badawcza                           | Start z balonu średnicy 16,8 m; koszt \$ 1800                                    |                                        |                                                              |                                                                                                  |                                  |
| 6           | PRIVATE A                 | G.A.L.C.I.T. 1944                   | 227              |        | 27,2    | 2,4     | Nie ma   | 1,22    |        |          | 18                                      |          | Stałe                              | AEROJET         | 450        | 30         |                    | Małe               |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         | 4 stateczniki i statecznik pionowy | Doświadczalna                                                                    | Start z ziemi                          |                                                              |                                                                                                  |                                  |
| 7           | PRIVATE F                 | G.A.L.C.I.T. 1944                   |                  |        |         |         |          | 1,52    | 0,85   |          |                                         |          |                                    |                 |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    | Stateczniki poziome umieszczone z przodu. Zmodyfikowana PRIVATE A                |                                        |                                                              |                                                                                                  |                                  |
| 8           | TINY TIM                  | 1944                                | 580              | 72     | 270     | 3,1     | 0,298    |         |        | 270      | 0,8+1,3                                 |          | Stałe                              |                 | 13600      | 1          |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         | 4 stateczniki                      | Start z ziemi lub powietrza. Zmodyfikowana stała jest przypięta do WAC-CORPOBAL. |                                        |                                                              |                                                                                                  |                                  |
| 9           | WAC-CORPORAL              | DOUGLAS 1945                        | 300              |        | 11,3    | 4,8     | 0,3      |         |        | 1250     | 30 bez przyspieszenia 70% przy 20000 ft |          | Kwas azotowy, anilina              | AEROJET         | 680        | 45         | Sprężone powietrze |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    | 3 stateczniki                                                                    | Badawcza                               |                                                              |                                                                                                  |                                  |
| 10          | BAPA                      | BOBIN 1945                          |                  |        |         | 3       |          |         |        |          |                                         |          | Dwuskładnikowe                     |                 |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    | 4 stateczniki                                                                    | P-Z-P                                  | Późniejsze wersje zoapatrzono w silnik przełotowy            |                                                                                                  |                                  |
| 11          | TIAMET Mk-750             | NACA 1946                           | 270              |        |         | 4,3     |          |         |        |          |                                         |          | Dwuskładnikowe                     |                 | 90         | 45         |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    | 4 płaty                                                                          | Doświadczalna                          | Start z ziemi                                                |                                                                                                  |                                  |
| 12          | NATIV                     | NORTH AMERICAN 1948                 | 570              |        |         | 4,35    | 0,45     |         |        | 15       |                                         |          | Dwuskładnikowe                     |                 |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    | 4 stateczniki                                                                    | P-Z-Z                                  | Start z wieży wysokości 37,5 m                               |                                                                                                  |                                  |
| 13          | LARK CTV-N-9              | FAIRCHILD 1949                      | 550              |        |         | 4,2     | 0,45     | 1,9     | 1,2    |          |                                         |          | Kwas azotowy, anilina              | REACTION-MOTORS |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    |                                                                                  | P-Z-P                                  | Silnik ma dwie komory spalania. Ciężka płyta 0,525 m         |                                                                                                  |                                  |
| 14          | FIRBAIRD XAAM-A-1         | RYAN 1950                           | 270              |        |         | 2,25    | 0,15     | 0,9     |        |          |                                         |          | Dwuskładnikowe                     |                 |            |            |                    |                    |            |            |            |            | 1  | Stałe |    |            | 0,76        |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    |                                                                                  | Samonaprowadzanie                      | 4 płaty, 4 stateczniki                                       | p-p-p                                                                                            |                                  |
| 15          | NIKE X-SAM-A7             | DOUGLAS AEROJET 1950                | 450              |        |         | 6       | 0,3      | 1,5     |        |          | 15+18                                   | 27       | Kwas azotowy, benzyna              |                 |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    |                                                                                  | Rozkazami                              | P-Z-P                                                        | Płaty delta. Koszt \$ 20000 Do celu trafia 65% wystrzelonych rakiet produkcyjnych                |                                  |
| 16          | NIKE-CAJUN                | NACA 1956                           | 680              |        | 27      | 7,6     | 0,41     |         | 1,47   | 1680     | 160,9                                   | 142      | Stałe                              |                 |            |            | 3,3                |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    |                                                                                  | CAJUN (CHORDUS WAWY DEK EON)           | 4 stateczniki                                                | Start pod kątem 65°, lot bierny 10-20 sek. Oddzielenie przyspieszającego oporu aerodynamicznego. |                                  |
| 17          | NIKE-I AJAX SAM-A-7       | 1957                                | 680              |        |         | 6,1     | 0,3      | 1,45    |        |          |                                         | 28+37    | Ciemny dymiący kwas azotowy, nafta |                 |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    |                                                                                  |                                        | Trajkatowe sterowanie w czasie lotu, pełen samonaprowadzanie |                                                                                                  | Koszt 10000 FUNTÓW STERLINGÓW    |
| 18          | METEOR                    | BELL 1951                           | 230              |        | 11,3    |         |          |         |        | 990      |                                         |          | Dwuskładnikowe                     | MARQUARDT III   |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    |                                                                                  |                                        | P-P-P                                                        |                                                                                                  |                                  |
| 19          | SPARROW XAAM-N2           | DOUGLAS, SPERRY RAYTHEON 1957       | 133,8            |        |         | 2,5     | 0,15     | 0,66    |        | 670      |                                         | 8+11     | Stałe                              | AEROJET         |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    |                                                                                  |                                        | Prowadzenie                                                  | P-P-P                                                                                            | Płaty ruchome. Produkcja serijna |
| 20          | SPARROW2 XAAM-N3          |                                     |                  |        |         |         |          |         |        |          |                                         |          |                                    |                 |            |            |                    |                    |            |            |            |            |    |       |    |            |             |             |       |    |    |                                                           |                         |                                    |                                                                                  |                                        |                                                              |                                                                                                  | Zmodyfikowana Sparrow I          |

[illegible]



TABL.VII.....

RAKIETY...U.S.A.....

| Nazwa,<br>oznaczenie<br>rakiety | Firma,<br>rok<br>produkcji  | Ciężar                 |              | Wymiary              |              |                    |                      |                   | Osiągi         |              |            | Paliwo | Oznaczenie              | Siła<br>ciągu<br>kg     | Czas<br>pracy<br>sek | UKład<br>zasilania | Silniki pomocnicze                                                      |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    | Kierowanie | Stateczność | Tę-<br>żość | Uwagi |               |      |                                                                                                                       |                               |       |                               |
|---------------------------------|-----------------------------|------------------------|--------------|----------------------|--------------|--------------------|----------------------|-------------------|----------------|--------------|------------|--------|-------------------------|-------------------------|----------------------|--------------------|-------------------------------------------------------------------------|----------------------|--------------------|--------------|--------------------|------------|-------------|-------------|-------|----|------------|-------------|-------------|-------|---------------|------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------|-------|-------------------------------|
|                                 |                             | Całej<br>rakiety<br>kg | Paliwa<br>kg | Wyłte-<br>czyń<br>kg | Długość<br>m | Śred-<br>nica<br>m | Rozpię-<br>tość<br>m | Prędkość<br>m/sec | Wysokość<br>km | Zasięg<br>km | Oznaczenie |        |                         |                         |                      |                    | Siła<br>ciągu<br>kg                                                     | Czas<br>pracy<br>sek | Śred-<br>nica<br>m | Długość<br>m | Śred-<br>nica<br>m | Kierowanie | Stateczność | Tę-<br>żość | Uwagi |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       |                               |       |                               |
|                                 |                             |                        |              |                      |              |                    |                      |                   |                |              |            |        |                         |                         |                      |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       |                               |       |                               |
| 1                               | 2                           | 3                      | 4            | 5                    | 6            | 7                  | 8                    | 9                 | 10             | 11           | 12         | 13     | 14                      | 15                      | 16                   | 17                 | 18                                                                      | 19                   | 20                 | 21           | 22                 | 23         | 24          | 25          | 26    | 27 | 28         | 29          | 30          | 31    | 32            | 33   | 34                                                                                                                    |                               |       |                               |
| VIKING 8                        | 1952                        |                        |              |                      |              |                    | 12,8                 | 1,14              | Nie<br>ma      |              |            |        |                         |                         | 9300                 |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      | Badawcza                                                                                                              |                               |       |                               |
| VIKING 9                        | 1952                        | 6800                   | 5500         | 340                  | 12,8         | 1,14               | Nie<br>ma            |                   |                | 218          |            |        |                         |                         | 9300                 |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      | Badawcza                                                                                                              |                               |       |                               |
| VIKING 10<br>RTV-N-12A          | 1952                        |                        |              |                      |              |                    | 12,8                 | 1,14              | Nie<br>ma      |              | 218        |        |                         |                         | XLRIQ -<br>Rm-2      | 9300               |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      | Zyroskop. Silniki<br>perhydrolowe<br>napędz. ruch obrot.                                                              | Badawcza                      |       |                               |
| VIKING 11                       | 1952                        | 6800                   | 5500         | 340                  | 12,8         | 1,14               | Nie<br>ma            |                   |                | 254          |            |        |                         |                         | 9300                 |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      | Badawcza                                                                                                              |                               |       |                               |
| MX-774                          | CONVAIR<br>1948             |                        |              |                      |              |                    | 9,6                  | 0,76              |                |              | 15,8       |        | Ciekły tlen,<br>alkohol | REACTION<br>MOTORS      | 3600                 |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       | 4 stateczniki | PZ-Z | Silnik ma 4 komory spalania                                                                                           |                               |       |                               |
| RASCAL<br>XB-63<br>6AM-63       | BELL<br>1950                | ok. 6000               |              |                      |              |                    | 10,7                 |                   |                |              | 30         | 160    | Ciekły tlen             |                         | 2700                 |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      | Silnik ma 3 komory spalania<br>Głowica z ładunkiem atomowym.<br>Start z samolotów 8-47 lub 8-52<br>Produkcja serijna. |                               |       |                               |
| HERMES<br>A-1                   | GENERAL<br>ELECTRIC<br>1950 | 3600                   |              |                      |              |                    | 7,78                 | 0,85              | 2,5            | 7,4          | 24         | 80     | Ciekły tlen,<br>alkohol |                         | 7250                 |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      | Wariant „WASSERFAL”. Odmiana HERMES B<br>zaopatrzona w silnik przelotowy.                                             |                               |       |                               |
| HERMES<br>A-3                   | 1951                        | 5500                   |              |                      |              |                    |                      |                   |                |              |            |        |                         |                         |                      |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      | P Z-Z                                                                                                                 |                               |       |                               |
| HONEST<br>JOHN                  | DOUGLAS<br>1951             | 2700                   |              |                      | 680          | 8,3                | 0,782                |                   |                | 10           | 27,5       |        | Stałe                   |                         |                      |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      | Ruch obrotowy<br>napędz. 4 rakiety<br>M-71 stateczniki                                                                |                               |       |                               |
| NIKE-B<br>HERCULES              | 1957                        | 4500                   |              |                      |              |                    | 8,23                 | 0,813             |                |              |            |        |                         |                         |                      |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       | Głowica z ładunkiem atomowym. |       |                               |
| TERRIER<br>XSAM-N-7             | CONVAIR<br>1951             | 1520                   |              |                      |              |                    | 3,9                  | 0,305             | 1,4            |              | 15,8       | 32     | AEROJET                 |                         |                      |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       | Prowadzenie<br>radarowe       |       |                               |
| REDSTONE<br>I i II<br>(JUPITER) | CHRYSLER<br>1953            | 18000                  |              |                      |              |                    | 18,3+<br>22          | 1,8               |                | 4,42         | 1790       |        | Powijej<br>320          | Ciekły tlen,<br>alkohol | NORTH<br>AMERICAN    | 31800              | Turbopompy<br>napędzane parą<br>z rozpadu H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       | Duże                          |       |                               |
| JUPITER-B<br>IRBM               | CHRYSLER                    |                        |              |                      |              |                    |                      |                   |                |              | 400+480    | 2400   |                         |                         |                      |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       |                               | P-Z-Z |                               |
| JUPITER-C<br>IRBM               | CHRYSLER                    |                        |              |                      |              |                    |                      |                   |                |              | 400+480    | 2400   |                         | Ciekły tlen             |                      |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       |                               | P-Z-Z |                               |
| HERMES A-2                      |                             | 11000                  |              |                      |              |                    |                      |                   |                |              |            | 460    |                         | NORTH<br>AMERICAN       |                      |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       |                               |       | P-Z-Z                         |
| THOR<br>IRBM<br>WS-315 A        | DOUGLAS<br>1959             |                        |              |                      |              |                    |                      |                   |                |              |            | 2400   | Ciekły tlen             |                         |                      |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       |                               |       | P-Z-Z                         |
| POLARIS<br>IRBM                 | LOCKHEET<br>1956            |                        |              |                      |              |                    |                      |                   |                |              |            | 2400   | Stałe                   |                         |                      |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       |                               |       | P-Z-Z                         |
| ATLAS<br>SM-65<br>ICBM          | CONVAIR<br>1954             | Powijej<br>100 000     |              |                      |              |                    | 30,5                 |                   |                |              | 6680       | 1300   | Powijej<br>8000         | Ciekły tlen             |                      | 61000              | 180                                                                     | Turbopompy           |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       |                               |       | Programowe.<br>Samoprowadanie |
| TITAN<br>WS-107 A2-<br>ICBM     | MARTIN<br>DENYER<br>1955/56 | około<br>400 000       |              |                      |              |                    | około<br>30          | 18+<br>24         |                |              |            |        | Powijej<br>8000         |                         |                      | 135000             |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       |                               |       | P-Z-Z                         |
| X-17                            | LOCKHEET                    |                        |              |                      |              |                    | 1,53                 | 0,23              |                |              |            |        |                         |                         |                      |                    |                                                                         |                      |                    |              |                    |            |             |             |       |    |            |             |             |       |               |      |                                                                                                                       |                               |       | P-Z-Z                         |

Wielostopniowe

Badawcza

III stopień skierowania rakiety z powrotem  
na ziemi, skłoty do badania optymalnych  
kształtów głowic bojowych

RAKIETY...U.S.A.

[illegible]

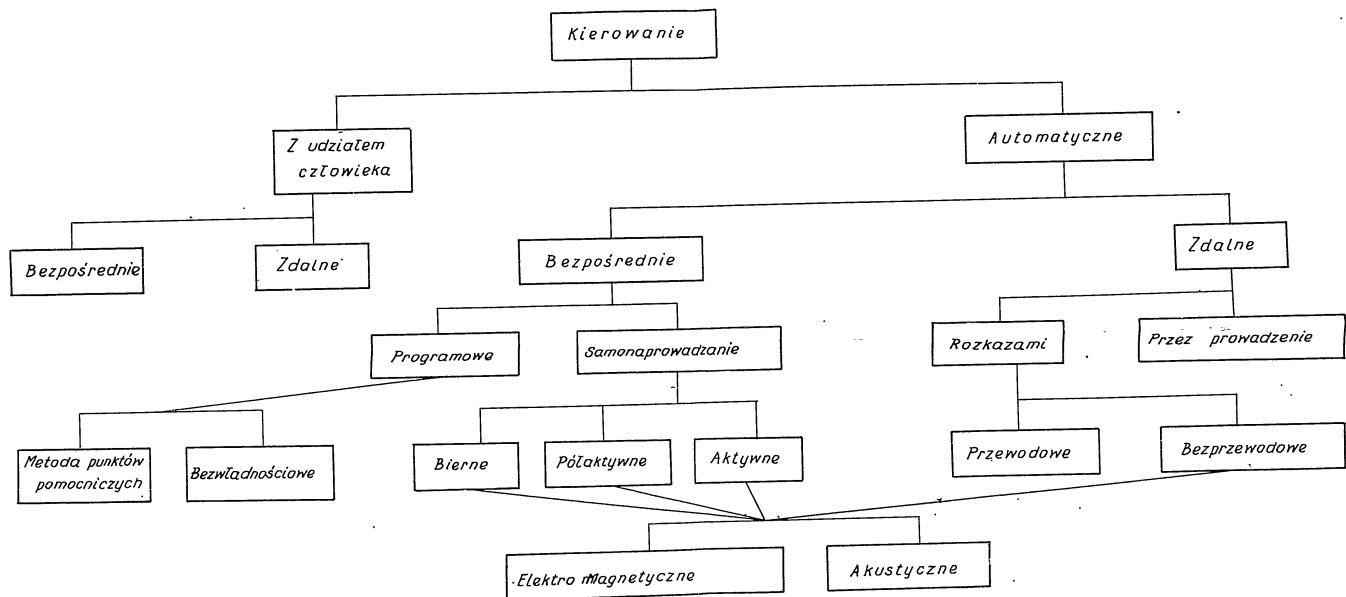
[illegible]

| TABL. IX..... RAKIETY... USA... WIELKIE)... BRYTANII..... |                |                      |                |   |               |      |          |      |          |         |          |     |                                                           | Silniki |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         |            |                       |            |            | Silniki pomocnicze |          |                  |                           |                             |                                        |                                               |  |  |  |  |  |  |  | Kierowanie |  | Stateczność |  | Typ rakiety |  | Uwagi |  |
|-----------------------------------------------------------|----------------|----------------------|----------------|---|---------------|------|----------|------|----------|---------|----------|-----|-----------------------------------------------------------|---------|--------|------------|-----------------|-------------|-----------------|------------|----------|----------|---------|------------|-----------------------|------------|------------|--------------------|----------|------------------|---------------------------|-----------------------------|----------------------------------------|-----------------------------------------------|--|--|--|--|--|--|--|------------|--|-------------|--|-------------|--|-------|--|
| Nazwa, oznaczenie rakiety                                 |                | Firma, rok produkcji | Ciężar rakiety |   | Ciężar paliwa |      | Wystrzał |      | Wysokość |         | Prędkość |     | Zasięg                                                    |         | Paliwo | Oznaczenie | Sila ciągu      | Czas pracy  | Układ zasilania | Chłodzenie | Wysokość | Srednica | Ciepota | Oznaczenie | Paliwo                | Sila ciągu | Czas pracy | Układ zasilania    | Srednica | Ciepota          | Kierowanie                | Stateczność                 | Typ rakiety                            | Uwagi                                         |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 1                                                         | 2              | 3                    | 4              | 5 | 6             | 7    | 8        | 9    | 10       | 11      | 12       | 13  | 14                                                        | 15      | 16     | 17         | 18              | 19          | 20              | 21         | 22       | 23       | 24      | 25         | 26                    | 27         | 28         | 29                 | 30       | 31               | 32                        | 33                          | 34                                     |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 1                                                         | BUMPER         | DOUGLAS 1949         |                |   | 23            |      |          |      |          |         |          | 390 |                                                           |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           |                             | Badawcza                               | Zmodyfikowana WAC - CORPORAL                  |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 2                                                         | GARGOYLE KSO-1 | Mc DONALD 1945       |                |   | 450           | 3    |          | 225  |          | 250     |          | 8   | Dwusłownikowe                                             |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           | Usterzenie motylkowe        | P P-Z                                  | Dolnapięt                                     |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 3                                                         | WIRARD         | 1955                 |                |   |               |      |          |      |          |         |          |     |                                                           |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           |                             | P Z-P                                  |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 4                                                         | RV-A-10        | GENERAL ELECTRICS    |                |   |               |      |          |      |          |         |          |     | Stałe                                                     |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           |                             |                                        |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 5                                                         | DING-DONG      | DOUGLAS 1956         |                |   |               |      |          |      |          |         |          |     | Ciekłe                                                    |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           |                             | P P-P                                  | Głowica z ładunkiem atomowym. W stadium prób. |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 6                                                         | DIAMONDBACK    |                      |                |   |               |      |          |      |          |         |          |     |                                                           |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           |                             | P P-P                                  |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 7                                                         | DACK           |                      |                |   |               |      |          |      |          |         |          |     |                                                           |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           |                             | P P-P                                  |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 8                                                         | CROSEBOW       |                      |                |   |               |      |          |      |          |         |          |     | Stałe                                                     |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           |                             | P P-Z                                  |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 9                                                         | DAVE           |                      |                |   |               |      |          |      |          |         |          |     |                                                           |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           |                             | P P-Z                                  |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 10                                                        | LOULOU         |                      |                |   |               |      |          |      |          |         |          |     |                                                           |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           |                             | P P-W                                  | ładunek termojądrowy                          |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 11                                                        | RP3,0          | 1942                 |                |   | 27,2          | 1,6  | 0,075    |      |          | 480     |          | 1   | Kordyd                                                    |         |        |            | WIELKA BRYTANIA | Bardzo małe |                 |            |          |          | Nie ma  |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           | 4 stateczniki               | P P-Z                                  |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 12                                                        | Z              | 1942                 | 25,4           |   | 9             | 1,8  | 0,1      |      |          |         |          | 6   | Kordyd                                                    |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          | Nie ma  |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           | 4 stateczniki               | P Z-P                                  |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 13                                                        | LXCTV-2099     | R.A.E 1948           |                |   |               | 1,5  | 0,127    | 0,33 |          |         |          |     |                                                           |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         | 3          | Masa plastyczna 19 kg | 3632       | 2,5        | 1,8                | 0,127    |                  | Obrotowa 4 sterzy z tyłu. | Obrotowa 4 sterzy z przodu. |                                        |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 14                                                        | T.R.           | VICKERS 1946         | 425            |   |               | 3,3  | 0,45     | 2,42 | 1,42     | 300÷400 |          | 35  | Nadłłonek wodoro-ru, alkohol, hetero-gen, modzian hydratu |         |        |            | 400             | 58          | Małe            |            |          |          | Nie ma  |            |                       |            |            |                    |          |                  |                           | Doświadczalna               | Start w powietrzu na wysokości 10,5 km |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 15                                                        | ST006E         | FAIREY 1947          | 335            |   | 100           | 2,25 | 0,312    | 2,05 |          | 150     |          |     | Stałe                                                     |         |        |            |                 | 72,5        | 40              |            |          |          |         | 4          |                       | 2542       | 1,6        |                    |          | Zdalne. Radiowe. | Doświadczalna             | Start z ziemi.              |                                        |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 16                                                        | LDP-GAP        | R.A.E 1948           |                |   |               | 4,2  | 0,24     | 0,7  |          | 440     |          |     | Ciekły tlen, alkohol                                      |         |        |            |                 | 450         | 25              |            |          |          |         | Stałe      | 75                    | 0,45       |            |                    |          |                  | Zdalne. Radiowe.          | P Z-P                       |                                        |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 17                                                        | R.A.E          | LAMBEN 1948          |                |   |               | 4,3  | 0,23     |      | 0,69     | 445     |          |     |                                                           |         |        |            |                 | 454         |                 |            |          |          |         | Stałe      |                       |            |            |                    |          |                  | Zdalne. Radiowe.          | P Z-P                       |                                        |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 18                                                        | RTV-1          | FAIREY 1948          | 270-360        |   |               |      |          |      |          | 900     |          |     | Dwusłownikowe                                             |         |        |            |                 | 450         | 25              |            |          |          |         |            | Stałe                 |            |            |                    |          |                  | Zdalne. Radiowe.          | 4 stateczniki 4 płaty       | P Z-P                                  |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 19                                                        | V.T.O.         | FAIREY 1950          |                |   |               | 3,0  | 0,6      | 3    | 0,051    |         |          |     |                                                           | BETA    | 2      | 400        |                 |             |                 |            |          |          |         |            |                       | 0,908      | 600        |                    |          | Silnik ruchomy   |                           | P Z-P Doświadczalna         |                                        |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |
| 20                                                        | FIREFLASH      | FAIREY 1954/55       |                |   |               | 3    | 0,52     |      |          |         |          |     | Stałe                                                     |         |        |            |                 |             |                 |            |          |          |         | 3          | Stałe                 |            |            |                    |          |                  | Prowadzenie               |                             | P P-P                                  |                                               |  |  |  |  |  |  |  |            |  |             |  |             |  |       |  |

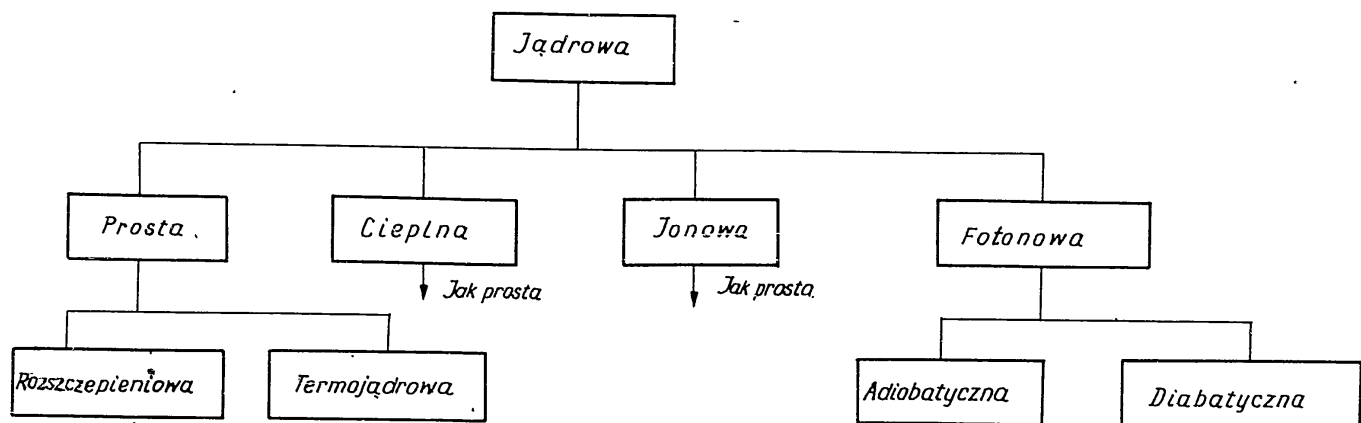
| TABL. X.....RAKIETY.....WIELKIEJ BRYTANII, WŁOCH, Z.S.R.R..... |                           |                      |                   |           |                   |                  |                    |                |              |             |           |        |            |        | Silniki pomocnicze |          |            |           |            |           |        |               |                |                 | Kierowanie | Stateczność | Typ rakiety | Uwagi      |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |                 |          |            |           |            |           |        |               |                |
|----------------------------------------------------------------|---------------------------|----------------------|-------------------|-----------|-------------------|------------------|--------------------|----------------|--------------|-------------|-----------|--------|------------|--------|--------------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|------------|-------------|-------------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|-----------------|----------|------------|-----------|------------|-----------|--------|---------------|----------------|
| Lp.                                                            | Nazwa, oznaczenie rakiety | Firma, rok produkcji | Ciężar rakiety kG | Paliwo kG | Użyte czynniki kG | Średnica płaty m | Rozpiętość płaty m | Ciężar płaty m | Prędkość m/s | Wysokość km | Zasięg km | Paliwo | Oznaczenie | Silnik |                    | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m   | Średnica m  | Ciężar kG   | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek | Układ zasilania | Ciężar m | Średnica m | Ciężar kG | Oznaczenie | Ciężar kG | Paliwo | Siła ciągu kG | Czas pracy sek |

| TABL. XI..... RAKIETY...Z.S.R.R..... |                           |                      |        |    |         |         |          |                    |          |          |        |        |            | Silniki pomocnicze |            |                 |        |          |        |            |        |            |            |          |        |                    |   | Kierowanie | Stateczność | Typ rakiety | Uwagi |   |       |    |    |   |   |    |     |   |   |    |   |    |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |
|--------------------------------------|---------------------------|----------------------|--------|----|---------|---------|----------|--------------------|----------|----------|--------|--------|------------|--------------------|------------|-----------------|--------|----------|--------|------------|--------|------------|------------|----------|--------|--------------------|---|------------|-------------|-------------|-------|---|-------|----|----|---|---|----|-----|---|---|----|---|----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|-----|---|----|
| Lp.                                  | Nazwa, oznaczenie rakiety | Firma, rok produkcji | Ciężar |    | Wymiary | Długość | Średnica | Rozstaw płaszczyzn | Prędkość | Wysokość | Zasięg | Paliwo | Oznaczenie | Siła ciągu         | Czas pracy | Układ zasilania | Ciężar | Średnica | Ciężar | Oznaczenie | Paliwo | Siła ciągu | Czas pracy | Średnica | Ciężar | Silniki pomocnicze |   |            |             |             |       |   |       |    |    |   |   |    |     |   |   |    |   |    |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |     |   |    |
|                                      |                           |                      | kG     | kG |         |         |          |                    |          |          |        |        |            |                    |            |                 |        |          |        |            |        |            |            |          |        | m                  | m |            |             |             |       | m | m/sek | km | km | m | m | kG | lit | m | m | kG | m | kG | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG | lit | m | kG |

Tablica III



*Tablica II*





Tablica 1

